



אוניברסיטת בן-גוריון בנגב  
הפקולטה למדעי ההנדסה  
המחלקה להנדסת מכונות

**פרויקט מספר 105-12**  
**דו"ח אמצע – פברואר 2012**

## **מזל"ט אוטונומי – צוות בקרה**



מגישים: רועי אלטמן 021791413  
ניר לוי 039685268

**מנחים: פרופ' אבי לוי**  
**דר' אמיר שפירא**  
**המחלקה להנדסת מכונות**  
**אוניברסיטת בן גוריון**



## תקציר

פרוייקט זה הינו חלק מפיתוח הכולל תכנון ובניית מזל"ט אוטונומי ועוסק בפרט בתכנון מחשב טיסה עבור הטיסן. מטרת הפרוייקט הינה הקניית ניסיון בתכנון מערכת בקרה ובפרט יישום אופיין טיסה המדמה מעוף של עוף דורס.

מערכת הבקרה מורכבת ממיקרו מחשב כיחידה בסיסית וממערכות משנה, כגון: מערכת תקשורת, ניווט (GPS), חיישני תאוצה קווית (Accelerometer), חיישני מהירות סיבובית (Gyroscope), מדידי פיתון, מצפן ומד לחץ אטמוספרי. ייעודה הסופי של המערכת הינו לתת פתרון יעיל וזול להברחת ציפורים מבריכות דגים.

ביצענו סקר ספרות בנושא של התנהגות ציפורים בעת נדידה ובבעיות הנוצרות למגדלי הדגים בעקבות הנדידה. כמו כן בפתרונות הקיימים להברחת ציפורים. ראינו כי קיימים מספר פתרונות, אך פתרון המשלב בתוכו טיסנים טרם נוסה. מתוך ההבנה כי פתרון זה יכול להיות ישים ויעיל ביצענו רכישה של מערכת מחשב - טיסה וחיישנים שאיתם נממש את מערכת הבקרה. שלב זה נעשה בליווי אנשים מנוסים בתחום הטיסנאות והבקרה ותוך כדי התחשבות בדרישות שיש לפרוייקט מבחינת בקר חזק דיו ובעל מספר ערוצי שליטה מספיקים.

המטרה העיקרית שאותה העבודה באה לפתור היא ייעודה של מערכת הבקרה שתתאים לטיסן שנבנה ע"י צוות החומרה של הפרוייקט ומכיוון שטיסן זה לא בנוי עדיין, נאלצנו להשתמש בטיסן זמני שעליו הרכבנו את מרכיבי המערכת, וזה ישמש כפלטפורמה לניסויים העתידיים לבוא. ניסויים אלה תפקידם לבחון אם המערכת הטיסן והבקר מתפקדים הן מבחינת יציבות הטיסן והן מבחינת ניווט. בעיות נוספות העומדות בפנינו מתרכזות בידע מוגבל בבקרים, באלקטרוניקה ובטיסנאות. אנו צריכים לתכנן את מערכת הבקרה כך שמעוף הטיסן יחקה מעוף של ציפור דורסת, וזאת אנו ניישם בעזרת קוד מוכן (תוכנה הרשומה בשפת תכנות) שמגיעה עם הבקר.

על מנת לבחון את מערכת הבקרה של הטיסן אותה אנו מעוניינים לממש, תחילה היה עלינו ללמוד ולהבין דינמיקה של טיסנים ולבנות מערכת משוואות שתתאר התנהגות של טיסן, משימה זו על אף שנשמעת קלה לא עברה בצורה חלקה ונתקלנו בקשיים כאשר רצינו לתאר את הכוחות הפועלים במערכת זו. את הפתרון למערכת משוואות זו פתרנו בצורה נומרית בעזרת תוכנת MATLAB/SIMULINK ואיתה ביצענו מודל לבחינת בקרת היציבות של הטיסן. התוצאות שקיבלנו בעבור הסימולציה הינן הערכה ראשונית לגבי סדרי גודל של קבועי בקרה עליהם נפרט בהמשך.

תהליך זה כלל למידה של יסודות תעופה ואווירונאוטיקה ופיתוח משוואות תנועה של טיסן/מטוס וזאת על מנת שנוכל להשוות את ביצועי הטיסן המעשיים לביצועים תיאורטיים. ידע זה תרם רבות בהבנת מגבלות הטיסן ושפך אור על חשיבות מרכז כובד הטיסן ועל הצורך בשימוש מגוון של חיישנים.



לאחר לימוד החלק התיאורטי ולאחר התמודדות עם בעיות ופתרונם יצאנו לבצע מספר ניסויים :  
ניסוי ראשון - בדיקת מערכות ותקינותם, בדיקת יכולת טיסה של הטיסן וביצוע כיוולים לשלט ולבקר.  
הניסוי כלל רק הטסה אחת מכיוון שהתגלתה בעיה עם בקר מהירות המנוע ובמצב זה לא ניתן לבצע  
בדיקות וכיוולים ולכן הניסוי הסתיים עם הצלחה חלקית .

הניסוי השני כלל, בדיקת מערכות, בדיקת יכולת טיסה של הטיסן, ביצוע כיוולים בשלט ובבקר ומציאת  
ערך הקבוע של הבקר הפרופורציונאלי. ניסוי זה כלל כמה טיסות במהלכן ביצענו כיוולים לשלט ולבקר.  
בשלב הראשון ההטסות התבצעו במצב ידני ובשלב השני ההטסות התבצעו במצב Stabilize (מצב בו הבקר  
שולט על איזון הטיסן בעזרת מערכת הבקרה והחיישנים) ובשלב זה מצאנו את הערך הקבוע של הבקר  
הפרופורציונאלי.

כאשר באים לאמוד את ההבדלים בביצועים בין תכנון תיאורטי של מערכת בקרה, לבין מערכת הבקרה  
המעשית בה אנו השתמשנו, המתארת את היחסים בין ההגאים לאוריינטציית/דינאמיקת הטיסן כקשרים  
פשוטים, ניתן לראות כי הערכים של קבועי הבקר הפרופורציונאלי שהתקבלו בסימולציה והערכים  
שהתקבלו בניסוי טיסה לא שונים בהרבה.



## תוכן עניינים

### עמוד

1.	מבוא	1
2.	רקע תיאורטי	2
2.1.	דינמיקה של טיסנים	2
2.1.1.	מערכת קואורדינאטות	2
2.1.2.	הגדרת זוויות	3
2.1.3.	דרגות חופש	4
2.1.4.	שליטה על כיווני התנועה - משטחי שליטה	4
2.1.5.	הגדרת כוחות	5
2.2.	משוואות התנועה לגוף קשיח על פי אוילר	6
2.3.	מקדמי הכוחות	8
3.	ניתוח מערכות הטיסן	9
3.1.	סימולציה באמצעות Matlab/Simulink	10
3.2.	בניית המודל	10
3.3.	בדיקת יציבות המודל	10
3.4.	מערכת בקרת הייצוב במודל	11
3.5.	ביצוע הסימולציה	11
3.6.	ניתוח התוצאות	14
4.	מימוש מערכת הבקרה המעשית בטיסן	14
4.1.	מערכת הבקרה המעשית	15
4.1.1.	שליטה ידנית (Manual Control)	15
4.1.2.	שליטה אוטומטית (Stabilize)	15
4.2.	מערכת הייצוב המעשית	16
4.3.	ביצוע ניסוי הטסה	16



17	מערכת הניסוי	4.3.1
17	שלב מקדים	4.3.2
18	הניסוי	4.3.3
18	תוצאות הניסוי	4.3.4
18	מסקנות	4.3.5
19	הערכה כלכלית	5
19	סיכום	6
20	תוכניות להמשך הפרויקט	7
21	רשימת מקורות	8
22	נספחים	9
22	נספח א' - סימולציה ודיאגרמת בלוקים ב SIMULINK	
28	נספח ב' - מאפייני הבקר ואופן חיבורו	
32	נספח ג' - תוכנה לכתיבת הקוד לבקר ותקשורת	
33	נספח ד' - תמונות הטיסן	



## רשימת טבלאות ואיורים

מספר איור	תיאור	עמוד
2.1	מערכות הצירים השונות: מערכת העולם (E), המערכת היחסית (A) ומערכת הגוף (B)	2
2.2	תיאור של זווית התקיפה $\alpha$ וזווית העלרוד $\theta$ .	3
2.3	תיאור של זווית הגלגול $\phi$ .	3
2.4	תיאור של זווית החלקה צידית $\beta$ ושל זווית הסבסוב $\psi$ .	3
2.5	סכמה של 6 דרגות החופש של גוף במרכז.	4
2.6	השפעת השינוי בזווית הגה הגובה על הטיסן.	4
2.7	השפעת השינוי בזווית הגה הכיוון על הטיסן.	5
2.8	השפעת השינוי בזווית המאזנות על הטיסן.	5
2.9	סכמת הכוחות והמומנטים הפועלים על הטיסן.	6
2.10	השתנות של מקדם העילוי כפונקציה של זווית התקיפה $\alpha$ (קו כחול). השתנות של מקדם הגרר כפונקציה של זווית התקיפה $\alpha$ (קו אדום)	9
3.1	דיאגרמת בלוקים של החוג הפתוח – מערכת הבקרה של המודל	10
3.2	תגובת המערכת במצב שיווי משקל - טיסה ישרה ומאוזנת ללא כניסת כוחות למערכת.	10
3.3	תגובת המערכת במצב שיווי משקל - טיסה ישרה ומאוזנת ללא כניסת כוחות למערכת.	11
3.4	דיאגרמת בלוקים של חוג הסגור – מערכת הבקרה של המודל.	11
3.5	תגובת מערכת המודל לכניסת מדרגה של זווית עלרוד $\theta$ . הגרף מציג את התייצבות המערכת לזווית עלרוד אפס, עבור ערכים שונים של קבועי בקר פרופורציונאליים.	12
3.6	תגובת מערכת המודל לכניסת מדרגה של זווית עלרוד $\theta$ . הגרף מציג את התייצבות המערכת בציר Z (גובה הטיסה), עבור ערכים שונים של קבועי בקר פרופורציונאליים.	12
3.7	תגובת מערכת המודל לכניסת מדרגה של זווית גלגול $\phi$ . הגרף מציג את התייצבות המערכת לזווית גלגול אפס, עבור ערכים שונים של קבועי בקר פרופורציונאליים.	13
3.8	תגובת מערכת המודל לכניסת מדרגה של זווית גלגול $\phi$ . הגרף מציג את מהירות המערכת בציר $Y_e$ (של העולם) אשר מתייצבת על ערך	13



	קבוע כאשר המערכת חוזרת למצב שיווי משקל.	
14	סכמה של מערכת השליטה. השליטה בטיסן מתבצעת או ע"י השלט או ע"י הבקר.	4.1.
16	דיאגרמת בלוקים של חוג סגור - המערכת בקרה בה השתמשנו.	4.2.

## טבלאות

מספר טבלה	תיאור	עמוד
4.1.	תיאור השלבים המקדימים שנעשו טרם הניסוי	17
4.2.	טבלה המתארת את השלבי הניסוי	18
5.1.	הערכה כלכלית	18
7.1.	תרשים גאנט, יעדים בפרויקט ועמידה בלוחות זמנים	20



## רשימת סימנים

יחידות	משמעות	סימון
[m]	ציר ה-X במערכת הקואורדינאטות של העולם. מצביע לכיוון צפון.	$X_E$
[m]	ציר ה-Y במערכת הקואורדינאטות של העולם. מצביע לכיוון המערב	$Y_E$
[m]	ציר ה-Z במערכת הקואורדינאטות של העולם. מצביע לכיוון מרכז כדור הארץ	$Z_E$
[ ]	ציר ה-X במערכת הקואורדינאטות היחסית של הטיסן. מצביע לכיוון צפון.	$X_A$
[ ]	ציר ה-Y במערכת הקואורדינאטות היחסית של הטיסן. מצביע לכיוון המערב	$Y_A$
[ ]	ציר ה-Y במערכת הקואורדינאטות היחסית של הטיסן. מצביע לכיוון המערב	$Z_A$
[ ]	ציר ה-X במערכת הקואורדינאטות של הגוף.	$X_B$
[ ]	ציר ה-Y במערכת הקואורדינאטות של הגוף.	$Y_B$
[ ]	ציר ה-Z במערכת הקואורדינאטות של הגוף.	$Z_B$
[m/sec]	מהירות הטיסן לאורך ציר $X_B$	$U$
[m/sec]	מהירות הטיסן לאורך ציר $Y_B$	$V$
[m/sec]	מהירות הטיסן לאורך ציר $Z_B$	$W$
[rad]	זווית הגלגול של הטיסן. סיבוב מסביב לציר $X_A$	$\Phi$
[rad]	זווית העלרוד של הטיסן. סיבוב מסביב לציר $Y_A$	$\theta$
[rad]	זווית הסבסוב של הטיסן. סיבוב מסביב לציר $Z_A$	$\psi$
[rad/sec]	מהירות הגלגול של הטיסן, סביב ציר $X_B$	$P$
[rad/sec]	מהירות העלרוד של הטיסן, סביב ציר $Y_B$	$Q$
[rad/sec]	מהירות הסבסוב של הטיסן, סביב ציר $Z_B$	$R$
[rad/sec]	תאוצה זוויתית של הטיסן, סביב ציר $X_B$	$\dot{p}$





$\dot{q}$	תאוצה זוויתית של הטיסון, סביב ציר $Y_B$	$[\text{rad}/\text{sec}]$
$\dot{r}$	תאוצה זוויתית של הטיסון, סביב ציר $Z_B$	$[\text{rad}/\text{sec}]$
$\alpha$	זווית התקיפה של הטיסון	$[\text{rad}]$
$\beta$	זווית ההחלקה הצידיית של הטיסון	$[\text{rad}]$
$\bar{L}$	מומנט גלגול, סביב ציר $X_B$	$[\text{Nm}]$
$M$	מומנט עלרוד, סביב ציר $Y_B$	$[\text{Nm}]$
$N$	מומנט סבסוב, סביב ציר $Z_B$	$[\text{Nm}]$
$V$	גודל המהירות של המטוס	$[\text{m}/\text{sec}]$
$\rho, \rho_{\text{air}}$	צפיפות של אוויר	$[\text{kg}/\text{m}^3]$
$L$	כוח העילוי הפועל על המטוס	$[\text{N}]$
$D$	כוח הגרר הפועל על המטוס	$[\text{N}]$
$X$	סכום הכוחות בציר $X_B$	$[\text{N}]$
$Y$	סכום הכוחות בציר $Y_B$	$[\text{N}]$
$Z$	סכום הכוחות בציר $Z_B$	$[\text{N}]$
$M$	משקל הטיסון	$[\text{kg}]$
$G$	כוח הכבידה	
$I_{xx}$	מומנט התמד של המסה סביב ציר ה-X	
$I_{yy}$	מומנט התמד של המסה סביב ציר ה-Y	
$I_{zz}$	מומנט התמד של המסה סביב ציר ה-Z	
$I_{xz}, I_{zx}$	מכפלת התמד של המסה ביחס לצירים X ו-Z	$[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$
$I_{xy}, I_{yx}$	מכפלת התמד של המסה ביחס לצירים Y ו-X	$[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$
$I_{yz}, I_{zy}$	מכפלת התמד של המסה ביחס לצירים Z ו-Y	$[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$
$K_{pe}, K_{pelevator}$	קבוע ההגבר של הבקר הפרופורציונאלי עבור הגה הגובה	$[ ]$
$K_{pa}, K_{pailron}$	קבוע ההגבר של הבקר הפרופורציונאלי עבור המאזנות	$[ ]$
	לחץ דינאמי	$[\text{Pa}]$
$S$	שטח כנפיים	$[\text{m}^2]$
$B$	מוטת כנפיים	$[\text{m}]$
$C_L$	מקדם כוח העילוי	$[ ]$
$C_D$	מקדם כוח הגרר	$[ ]$
$C_Y$	מקדם הכוח הצידי	$[ ]$



[ ]	מקדם מומנט הגלגול	$C_l$
[ ]	מקדם מומנט העלרוד	$C_m$
[ ]	מקדם מומנט הסבסוב	$C_n$



## 1. מבוא

הפרויקט הנ"ל עוסק בתכנון מיקרו מחשב למזל"ט אוטונומי. מהות הפרויקט היא לתכנן מערכת בקרה עבור טיסון כך שיוכל לטוס בצורה אוטומטית ללא כל עזרה/פיקוח חיצוני. פרויקט זה בא לתת מענה לבעיית המדגים (בריכות דגים) הפתוחים בארץ, שהשלכותיה גורמות להפסדים כספיים גדולים עקב אכילת בלתי מבוקרת של דגים בעונת הנדירה.

ציפורים הנודדות לעבר ארצות חמות ועוברות דרך ארץ ישראל הוא מחזה שכל חובב ציפורים מחכה לו פעמיים בשנה, אך באותה הנשימה זהו מטרד גדול הגורם להפסדים כלכליים עצומים לחקלאות ולדגה הישראלית. בפרויקט זה אנו התמקדנו בבעיית המדגים בישראל, שכן להקות ציפורים אשר ניוזנות מבריכות אלו בעת נדידה יכולות לאכול כ- 50% ואפילו יותר מתכולת הדגים שבבריכה. העופות הבעייתיים הינם קורמורנים גדולים ושקנאים היכולים לאגור צידה לדרך בשק אשר במקורם. קיימות מספר שיטות להברחת המטרד, חלקם יעילות יותר וחלקן פחות אך אף אחת מהן אינה יעילה דיה לפתרון הבעיה. להלן רשימה עם מספר שיטות שנוסו: פריסת רשתות למניעת חדירה, ירי על מנת להרוג/להפחיד, תותחי גז, ירי זיקוקין, והאכלה מבוקרת.

הפתרון לבעיית המדגים שאנו באים לבחון בפרויקט זה הינו יצירת מזל"ט אוטונומי בעל מאפיינים של עוף דורס, הן במראהו והן בצורת המעוף שלו. על המזל"ט להסיט את העופות ממסלולן שבדרך לבריכות ולמנוע מהן בכל דרך אפשרית להגיע לבריכות שכן לאחר שנחתו הדרך אל הדגים קצרה. את המזל"ט יבנו 2 צוותים, צוות תכן וצוות בקרה, על צוות התכן לתכנן ולבנות טיסון בצורה של עוף דורס על כל היבטיו, ועל צוות הבקרה לתכנן את ה"מוח" של טיסון, כלומר לתכנן את הטיסון כך שיטוס בצורה אוטונומית לחלוטין ויחקק בצורת הטיסה שלו, מעוף של עוף דורס. השאיפה היא איחוד של שני חלקי הפרויקט לקראת סוף השנה ולכן אנו קיבלנו בתחילת הפרויקט טיסון מוכן ועליו יישמנו את העבודה עד כה.

בפרויקט לא ניתן דגש על תכנון מעשי של מטוסים, אך ניגע בדינמיקה שלהם, נפרט את הדרכים בהם ניתן לשלוט על כיוון תעופתם, ואת הכוחות הפועלים על המטוס ונגזרותיהם. הפרויקט יכלול את הדרך בה בנויה מערכת הבקרה של טיסון, הן בבחינת יציבות והן בבחינת ניווט. השאיפה בסיום הפרויקט היא ליצור מערכת בקרה ממשיית אשר תבצע מעקב אחר מסלולים המוגדרים מראש, כמו כן על מערכת זו להתאים בסופו של דבר לטיסון אשר ייבנה ע"י צוות בניית הטיסון. בנוסף לכך פרויקט זה יכלול בתוכו למידה על התנהגות הציפורים, למידה והיכרות של נושא האווירודינמיקה, הכירות והתנסות בהטסת טיסנים, הכירות ושימוש מעשי בבקרים למיניהם, למידה של תוכנת C++ והתמודדות עם תכנון מערכת בקרה מעשית בשילוב עם קריאות חיישנים.

התקדמותנו עד כה בפרויקט מסתכמת בתכנון מערכת בקרה עבור מצב טיסה יציב (Stabilize), במצב זה הטיסון יודע להתאזן באופן אוטומטי ביחס לקרקע (זווית הגלגול שלו תהיה אפס) ולהתמודד עם כניסת כוחות או זווית גלגול התחלתית שונה מ-0. בהמשך הפרויקט נרחיב את מערכת הבקרה למצב טיסה אוטונומי.

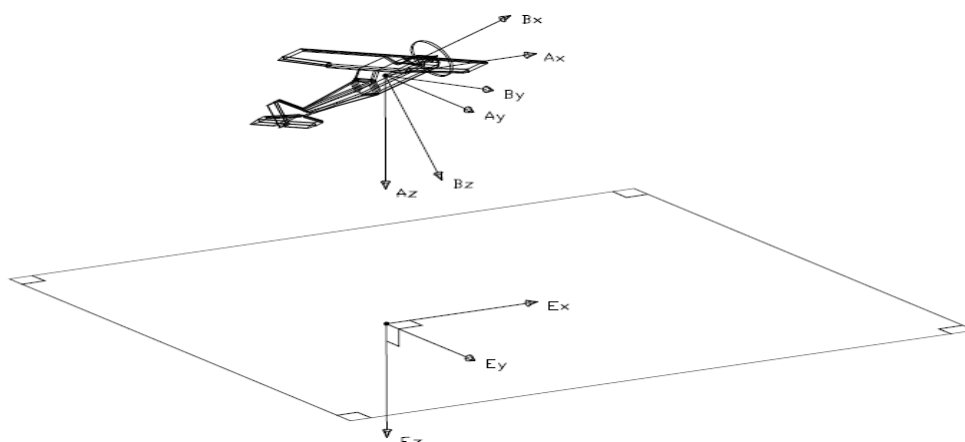
## 2. רקע תיאורטי

### 2.1. דינמיקה של טיסנים

טיסן הינו מודל קטן של מטוסים מסחריים, אך עם זאת התנהגותם בזמן טיסה דומה מאד, שכן אותם חוקי תנועה פועלים. המבנה הבסיסי של טיסן מורכב מגוף הטיסן, כנפיים, הגה גובה והגה כיוון מאחור, ומנוע מקדימה. טיסנים לרוב נשלטים על ידי שלט רחוק אשר שולט על תנועתם במרחב וכמו כן על המצערת (מנוע). בשל זרימת אוויר על הכנפיים נוצרים 2 כוחות חשובים עליהם מתבססים מטוסים: כוח העילוי כוח הגרר עליהם נרחיב בהמשך.

#### 2.1.1. מערכת קואורדינאטות

כחלק מהמטרה של פרויקט אנו צריכים עלינו לשלוט בכל הפרמטרים המגדירים את מיקומו של המטוס במרחב כולל גובה הטיסה לכן אנו חייבים להשתמש במערכת צירים תלת-ממדית אשר אותה נגדיר כעת.



איור 2.1 - מערכות הצירים השונות: מערכת העולם (E), המערכת היחסית (A) ומערכת הגוף (B)

#### מערכת קואורדינאטות של העולם (E)

למערכת זו יש את מישור  $\langle X, Y \rangle$  המייצג את המשטח של כדור הארץ. ציר Z מציין את הגובה מהמשטח ומצביע לכיוון מרכז כדור הארץ. ראשית מערכת צירים זאת מתייחסת לנקודת היציאה ההתחלתית שממנה יצאה המטוס. צירים של מערכת זו מיוצגים ע"י  $X_E, Y_E, Z_E$ . (ניתן לראות באיור מספר 2.1)

#### מערכת הקואורדינאטות היחסית של הטיסן (A)

למערכת קואורדינאטות זאת צירים באותם הכיוונים כמו של מערכת העולם, אך ההבדל הוא שראשיתה נמצאת במרכז הכובד של המטוס (CG). צירים של מערכת זו מיוצגים ע"י  $X_A, Y_A, Z_A$ . (ניתן לראות באיור מספר 2.1)

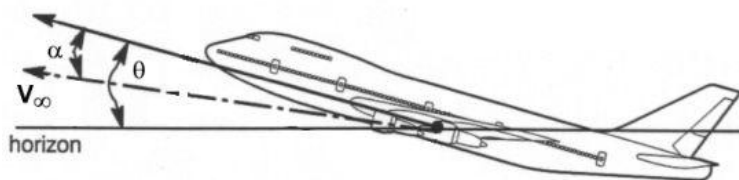
#### מערכת הקואורדינאטות של הגוף (B)

מערכת קואורדינאטות זאת ראשיתה במרכז הכובד של הטיסן. ציר ה-X וציר ה-Z יוצרים ביחד את מישור הסימטריה של הטיסן כך שציר ה-X עובר לאורך גוף הטיסן ומצביע קדימה, וציר ה-Z מצביע

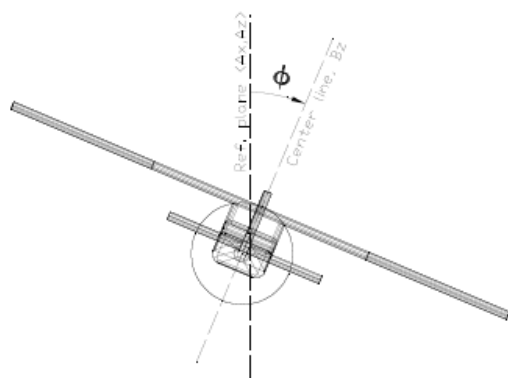
לתחתית הטיסן. ציר ה-Y מאונך למישור הסימטריה ומצביע במקביל לכנפיים על פי מערכת צירים קרטזית. צירים של מערכת זו מיוצגים ע"י  $X_B, Y_B, Z_B$ . את ההבדל בין מערכות הצירים (A) ו-(B) אפשר לתאר כסיבוב מסביב לנקודת מוצא משותפת שהיא מרכז הכובד של המטוס (CG). (ניתן לראות באיור מספר 2.1)

### 2.1.2. הגדרת זוויות יחסיות לעולם

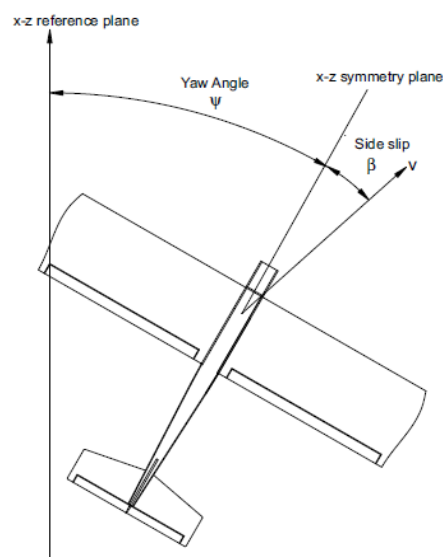
הזוויות  $\psi, \theta, \Phi$  הינן זוויות המתארות את כיוון ההתקדמות של הטיסן ביחס למערכת הצירים האינרציאלית  $(XYZ)_A$  כך שזווית העלרוד  $\theta$  מוגדרת כזווית בין ציר ה-X של מערכת הטיסן ( $X_B$ ) לבין המישור האופקי היחסי של הטיסן  $\langle X_A, Y_A \rangle$  איור 2.2, זווית הגלגול  $\phi$  מוגדרת כזווית בין ציר ה-z של הטיסן  $Z_B$  מהמישור היחסי של הטיסן  $\langle X_A, Z_A \rangle$  איור 2.3, זווית הסיבוב  $\psi$  מוגדרת כזווית בין ציר ה-x של מערכת הטיסן  $X_B$  מהמישור היחסי של המטוס  $\langle X_A, Z_A \rangle$  איור 2.4.



איור 2.2 - תיאור של זווית התקיפה  $\alpha$  וזווית העלרוד  $\theta$ .



איור 2.3 – תיאור של זווית הגלגול  $\phi$ .



איור 2.4 – תיאור של זווית החלקה צידית  $\beta$  ושל זווית הסבסוב  $\psi$

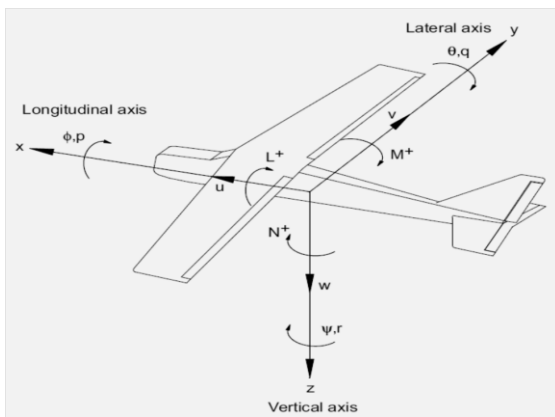
אפשר לראות באיור 2.2 כי זווית התקיפה  $\alpha$  מוגדרת כזווית בין כיוון המהירות של הטיס  $V$  ומישור הגוף של הטיס  $\langle X_B, Y_B \rangle$ .

זווית ההחלקה הצידית  $\beta$  מוגדרת כזווית בין המישור  $\langle X_B, Z_B \rangle$  וקטור המהירות של המטוס  $V$ . ניתן לראות זוויות אלו באיור 2.4

### 2.1.3. דרגות חופש:

לכל גוף קשיח במרחב קיימות 6 דרגות חופש, 3 עבור צירי תנועה, ו 3 עבור זווית סיבוב. ולכן בכדי לתאר את הטיס במרחב אנו מתייחסים אליו כאל גוף קשיח עם ששת דרגות החופש הנ"ל. נתייחס למערכת צירי הגוף על מנת לתאר את דרגות החופש.

דרגות החופש הינם (הפרמטרים מתוארים בהתאם לאיור 2.5):



איור 2.5 - סכמה של 6 דרגות החופש של גוף ברחב

•  $X_B$  - מהירות על ציר  $u [m/s]$

•  $Y_B$  - מהירות על ציר  $v [m/s]$

•  $Z_B$  - מהירות על ציר  $w [m/s]$

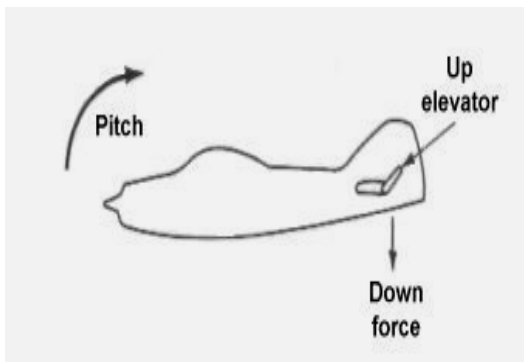
•  $X_B$  - מהירות זוויתית סביב ציר  $p [rad/s]$

•  $Y_B$  - מהירות זוויתית סביב ציר  $q [rad/s]$

•  $Z_B$  - מהירות זוויתית סביב ציר  $r [rad/s]$

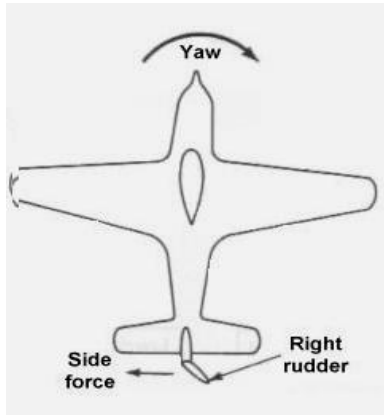
### 2.1.4. שליטה על כיווני התנועה - משטחי שליטה:

הגה גובה (ELEVATOR):



איור 2.6 - השפעת השינוי בזווית הגה הגובה על הטיס

בהנחה כי מהירות הטיס קבועה, משיכה בהגה הגובה, תגרום לאוויר הזורם על זנב הטיס לשנות את כיוון זרימתו וכתוצאה מחוק שימור התנע תייצר כוח על הזנב כלפיי מטה. כוח זה מומר למומנט סביב ציר  $Y_B$  העובר דרך מרכז המסה. המומנט גורם לאף הטיס (החלק הקדמי) לעלות [איור 2.6] ולזווית התקיפה לגדול, זווית התקיפה החדשה תגרום לכוחות העילוי והגרר לגדול גם כן.

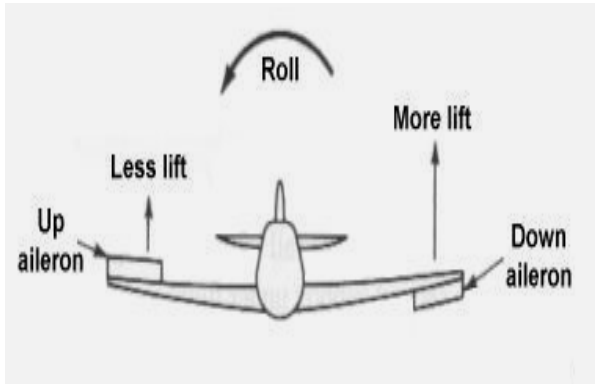


איור 2.7 - השפעת השינוי בזווית הגה הכיוון על הטיסן

#### הגה כיוון (ציוד RUDDER):

אוויר שזורם על זנב הטיסן פוגש הגה הכיוון המוּזז ימינה (איור 2.7) ומשנה את כיוונו כתוצאה מחוק שימור התנע נוצר כוח הפועל על זנב הטיסן שמאלה, כוח זה ממומר למומנט סביב מרכז המסה וגורם לאף הטיסן לנוע עם כיוון המומנט ימינה (הפוך מכיוון הזנב) ולזווית ההחלקה הצידיית לגדול גם כן ואיתה הכוחות הצידיים.

#### מאזנות (AILRON):



איור 2.8 - השפעת השינוי בזווית המאזנות על הטיסן

אוויר אשר זורם על פני הכנפיים יוצר כוח עילוי, בעזרת המאזנות ניתן לשנות את פרופיל הכנף ובכך לשנות את ערכו של כוח העילוי שיוצרת כל כנף, בזכות ההפרש בכוחות הנ"ל נוצר מומנט טהור סביב ציר  $X_B$  שבגוף הטיסן, ומומנט זה גורם לגלגול הטיסן. בפועל כאשר בכנף אחת המאזנת כלפי מטה ובכנף השנייה המאזנת כלפי מעלה, יבצע הטיסן גלגול לכיוון הכנף שהמאזנת שלה למעלה, הגלגול שולט על זווית ההטיה בה הטיסן יבצע את הפנייה.

### 2.1.5. הגדרת כוחות

#### כוח עילוי

עילוי הוא סך כל הכוחות האווירודינמיים הפועלים על טיסן הנמצא בתנועה יחסית לאוויר, ומאונכים לכיוון תנועתו. העילוי הוא הגורם המאפשר לטיסן לעוף, שכן זהו הכוח המנוגד לכבידה. ישנם מספר הסברים לקיומו של כוח העילוי, אך אנו נסתפק בנוסחה המקובלת לחישובו:

$$L = \frac{1}{2} \rho_{air} V^2 \cdot S \cdot C_L \text{ [N]} \quad (1)$$

נראה כי כוח העילוי מורכב מלחץ דינאמי  $(\frac{1}{2} \rho_{air} V^2)$  שטח הכנף (S) ומקדם העילוי  $(C_L)$  עליו נרחיב בסעיף 2.3.

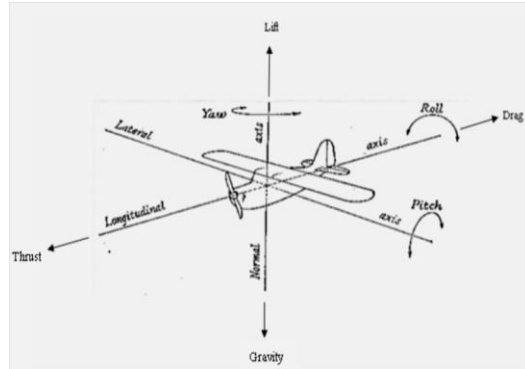
## כוח גרר

גרר הוא סך כל הכוחות האווירודינמיים הפועלים על הטיסן הנמצא בתנועה יחסית לאוויר, ומנוגדים לכיוון תנועתו. כאמור הגרר מורכב מסכום של כוחות הנגזרים מפרמטרים שונים, ואנו נסתפק בנוסחה המקובלת לחישובו:

$$D = \frac{1}{2} \rho_{air} V^2 \cdot S \cdot C_D \text{ [N]} \quad (2)$$

כמו בנוסחה לחישוב העילוי הגרר מורכב מלחץ דינאמי ( $\frac{1}{2} \rho_{air} V^2$ ) שטח הכנף (S) ומקדם הגרר ( $C_D$ ) עליו

נרחיב בסעיף 2.3.



איור 2.9 - סכמת הכוחות והמומנטים הפועלים על הטיסן.

## כוחות נוספים:

**דחף (THRUST)** - זהו כוח מכאני המופק ע"י המנוע על מנת להאיץ את מהירות הטיסן. כיוון הדחף במערכת צירי הטיסן הינו לקידמת הטיסן ז"א בכיוון החיובי של ציר  $X_B$ . בזמן טיסה אופקית ובמהירות קבועה הדחף שמייצר המנוע שווה בערכו לכח הגרר המנוגד לו בכיוונו, וכך נשמרת מהירות טיסה קבועה.

**Roll/Pitch/Yaw rate damping** - מומנטים אלה הינם מרסני מהירות זוויתית. משום כך פועלים בכיוון המנוגד למהירויות הזוויתיות אותם הם מרסנים. הרחבה על כוחות אלה בסעיף 2.3 בפרק זה.

## 2.2. משוואות התנועה על פי אוילר לגוף קשיח

משוואות התנועה עפ"י אוילר מתארות תנועה של גוף קשיח במערכת הצירים של גוף. במערכת צירים זאת מומנטי האינרציה הראשיים של הגוף נשארים קבועים וכך משוואות אלו מאפשרות לנו לפשט את חישוב המהירויות והתאוצות הסיבוביות של הגוף כתוצאה מהכוחות והמומנטים הפועלים עליו ולהפך.

ישנן ארבע הנחות שצריך לציין על מנת שיהיה אפשרי לעשות אנליזה לכוחות והמומנטים האווירודינמיים הפועלים על המטוס:

- גוף המטוס מתנהג כגוף קשיח.
- למטוס יש מישור סימטריה אנכי.
- מתעלמים מסיבוב כדור הארץ מסביב לשמש.





- מתעלמים מסיבוב כדור הארץ סביב צירו.

בהסתמך על הכתוב בספר [ Etkin B(1995), pp 98-101 ]  
להלן המשוואות עבור 6 דרגות החופש :

$$X - mg \sin \theta = m(\ddot{u} + q\dot{w} - r\dot{v}) \quad (3)$$

$$Y + mg \cos \theta \sin \phi = m(\ddot{v} + r\dot{u} - p\dot{w}) \quad (4)$$

$$Z + mg \cos \theta \cos \phi = m(\ddot{w} + p\dot{v} - q\dot{u}) \quad (5)$$

$$\bar{L} = I_{xx}\dot{p} - I_{yz}(q^2 - r^2) - I_{zx}(\dot{r} + pq) - I_{xy}(\dot{q} - rp) - (I_{yy} - I_{zz})qr \quad (6)$$

$$M = I_{yy}\dot{q} - I_{zx}(r^2 - p^2) - I_{xy}(\dot{p} + qr) - I_{yz}(\dot{r} - pq) - (I_{zz} - I_{xx})rp \quad (7)$$

$$N = I_{zz}\dot{r} - I_{xy}(p^2 - q^2) - I_{yz}(\dot{q} + rp) - I_{zx}(\dot{p} - qr) - (I_{xx} - I_{yy})pq \quad (8)$$

המהירויות הקוויות של הטיסון במערכת הצירים של הגוף הן :

$$V_B = [u \ v \ w]^T \quad (9)$$

זוויות הסיבוב של המטוס במערכת המטוס היחסית הן :

$$\gamma_A = [\phi \ \theta \ \psi]^T \quad (10)$$

המהירויות הסיבוביות של המטוס במערכת הגוף הן :

$$\omega_B = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = R \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (11)$$

כאשר R היא מטריצה המשליכה את שינוי המהירויות הזוויתיות במערכת הצירים היחסית למטוס  
למהירויות הזוויתיות במערכת הצירים של הגוף :

$$R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (12)$$

המומנטים הפועלים על הגוף במערכת גוף המטוס הם :

$$G_B = [\bar{L} \ M \ N]^T \quad (13)$$

טנזור התמד הכללי של גוף קשיח נראה כך :

$$\begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (14)$$

הם מומנטי התמד של מסה ביחס לצירים X,Y,Z, בהתאמה והם נקראים מומנטי התמד

ראשיים. מומנטי ההתמד המשניים הם תוצרים של מכפלת התמד של המסה ביחס לזוג צירים



נתון  $I_{xy}=I_{yx}$ ,  $I_{xz}=I_{zx}$ ,  $I_{yz}=I_{zy}$ . נציין כי מתקיים

תחת ההנחה כי למטוס יש מישור סימטריה אנכי  $(X_b, Z_b)$  אנו מקבלים כי  $I_{xy}=I_{yz}=0$  ולכן

משוואות המומנטים לפי אויילר יתקבלו צורה מפורשת יותר:

$$L = I_{xx}\dot{p} - I_{zx}(\dot{r} + pq) - (I_{yy} - I_{zz})qr \quad (15)$$

$$M = I_{yy}\dot{q} - I_{zx}(r^2 - p^2) - (I_{zz} - I_{xx})rp \quad (16)$$

$$N = I_{zz}\dot{r} - I_{zx}(\dot{p} - qr) - (I_{xx} - I_{yy})pq \quad (17)$$

### 2.3. מקדמי הכוחות

הכוחות והמומנטים הפועלים על הטיסון נקבעים ע"י מקדמים אווירודינמיים **חסרי מימד**, חלקם הוזכרו קודם לכן. היחס בין הכוחות והמומנטים הפועלים על המטוס למקדמים אלו הוא:

$$\text{drag, } D = \bar{q}SC_D \text{ [N]} \quad (18)$$

$$\text{lift, } L = \bar{q}SC_L \text{ [N]} \quad (19)$$

$$\text{sideforce, } Y = \bar{q}SC_Y \text{ [N]} \quad (20)$$

$$\text{rolling moment, } L = \bar{q}SbC_l \text{ [Nm]} \quad (21)$$

$$\text{pitching moment, } M = \bar{q}S\bar{c}C_m \text{ [Nm]} \quad (22)$$

$$\text{yawing moment, } N = \bar{q}SbC_n \text{ [Nm]} \quad (23)$$

מקדמים אלו מושפעים ממספר גדול של גורמים כמו: זווית תקיפה ומהירות השינוי שלה, זווית ההחלקה הצידית ומהירות השינוי שלה, שינויי בזוויות משטחי השליטה, שינוי כתוצאה מומנטים אחרים שפועלים, שינוי ממהירויות סיבוביות של הטיסון וכו'. המקדמים הכוללים מסומנים באות C כאשר האות האינדקס הקטנה הראשונה מתארת איזה סוג מקדם מושפע ואות האינדקס השנייה מתארת מה משפיע על מקדם זה, לדוגמא:  $C_{l_\beta}$  מתאר את השינוי של מקדם הגלגול כפונקציה של

זווית ההחלקה הצידית  $\beta$ . להלן תיאור בניית מקדמים אלו:

$$C_D = \frac{dC_D}{dC_L} + \frac{dC_D}{d\delta_e} + \frac{dC_D}{d\beta} + \frac{dC_D}{dM} + \dots = C_{D_{C_L}} + C_{D_{\delta_e}} + C_{D_\beta} + C_{D_M} + \dots \quad (24)$$

$$C_L = \frac{dC_L}{d\alpha} + \frac{dC_L}{d\dot{\alpha}} + \frac{dC_L}{dT_c} + \frac{dC_L}{d\delta_e} + \frac{dC_L}{dM} + \dots = C_{L_\alpha} + C_{L_{\dot{\alpha}}} + C_{L_{T_c}} + C_{L_{\delta_e}} + C_{L_M} + \dots \quad (25)$$

$$C_Y = \frac{dC_Y}{d\beta} + \frac{dC_Y}{d\delta_r} + \frac{dC_Y}{d\dot{\beta}} + \frac{dC_Y}{dp} + \dots = C_{Y_\beta} + C_{Y_{\delta_r}} + C_{Y_{\dot{\beta}}} + C_{Y_p} + \dots \quad (26)$$

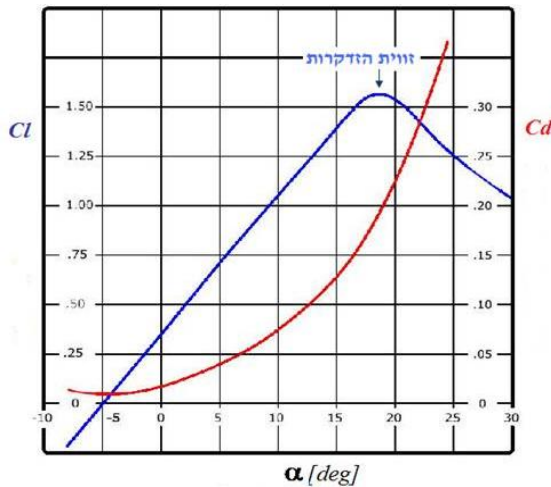
$$C_l = \frac{dC_l}{d\beta} + \frac{dC_l}{d\delta_a} + \frac{dC_l}{d\delta_r} + \frac{dC_l}{dp} + \frac{dC_l}{dr} + \dots = C_{l_\beta} + C_{l_{\delta_a}} + C_{l_{\delta_r}} + C_{l_p} + C_{l_r} + \dots \quad (27)$$

$$C_m = \frac{dC_m}{dC_L} + \frac{dC_m}{dT_c} + \frac{dC_m}{d\delta_e} + \frac{dC_m}{d\alpha} + \frac{dC_m}{dq} \dots = C_{m_{C_L}} + C_{m_{T_c}} + C_{m_{\delta_e}} + C_{m_\alpha} + C_{m_q} + \dots \quad (28)$$

$$C_n = \frac{dC_n}{d\beta} + \frac{dC_n}{d\delta_r} + \frac{dC_n}{d\delta_a} + \frac{dC_n}{dp} + \frac{dC_n}{dr} + \dots = C_{n_\beta} + C_{n_{\delta_r}} + C_{n_{\delta_a}} + C_{n_p} + C_{n_r} + \dots \quad (29)$$

כל אחד מהאיברים הוא מקדם בפני עצמו וסכום כל מקדמים אלו מרכיב את המקדם הכוח הראשי. המקדמים יכולים להיות בעלי ערך חיובי ושילי וכך גם סכומם, כלומר מקדמי הכוח הראשיים יכולים גם הם להיות בעלי ערך חיובי או שלילי.

בכדי לחשב את מקדמים אלו יש צורך לבצע ניסויים במנהרת רוח. זווית התקיפה  $\alpha$  וזווית ההחלקה



איור 2.10 - השתנות של מקדם העילוי כפונקציה של זווית התקיפה  $\alpha$  (קו כחול).  
השתנות של מקדם הגרר כפונקציה של זווית התקיפה  $\alpha$  (קו אדום)

הצידית  $\beta$  הם הגורמים העיקרים המשפיעים על מקדמים אלו, לכן הניסויים המתבצעים במנהרת רוח מתבצעים כפונקציה של  $\alpha$  ו- $\beta$  כאשר המקדמים נמדדים עבור הזוויות השונות. בזמן טיסה המחשב מבצע אינטרפולציות בין הערכים שנמדדו בניסוי ונותן הערכה על ערכם של המקדמים בהתאם לזוויות האמיתיות הנמדדות בטיסה.

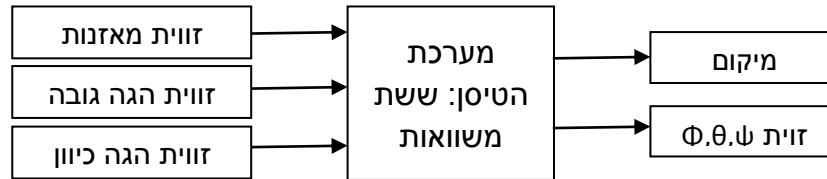
איור 2.10 מתאר את השתנות מקדם הגרר והעילוי כפונקציה של זוויות התקיפה ניתן לראות כי מקדם הגרר מתנהג כפונקציה ריבועית בקירוב בתחום שמתחת לזווית ההזדקרות ומקדם העילוי כפונקציה ליניארית בקירוב.

### 3. ניתוח מערכת הטיסן

ניתן לראות כי משוואות התנועה הינן מערכת לא ליניארית בעלת 6 דרגות חופש, וכניסת כוחות התלויים בקונפיגורציית המערכת גם כן. ניתוח באמצעות ליניאריזציה של המערכת הינה אחת האפשרויות העומדות לרשותנו אך זו ניתנת לביצוע בעבור נקודת שיווי משקל אחת (לדוגמה טיסה במהירות קבועה והנחת זוויות קטנות) ולא עבור מכלול שלם של מצבים. בניית המודל ב Simulink הינה אפשרות נוספת לנתח את התנהגות הטיסן מבלי לבצע הנחות וקירובים העלולים להכניס שגיאות, ולקבל תוצאה מדויקת יותר באמצעות חישוב נומרי של התוכנה.

### 3.1. סימולציה באמצעות Matlab/Simulink

מכיוון ש Simulink מחשב את התנהגות המערכת בצורה נומרית אנו יכולים להשתמש במשוואות התנועה כפי שהן ולקבל מודל ממוחשב של הטיסן. באמצעות מודל זה אנו יכולים להעריך בצורה טובה את התנהגות הטיסן עבור תנאי התחלה שונים. השליטה בטיסן מתבצעת באמצעות ההגאים ולכן אלה יהיו את הכניסות למערכת, ואוריינטציית הטיסן במרחב תהיה היציאה.



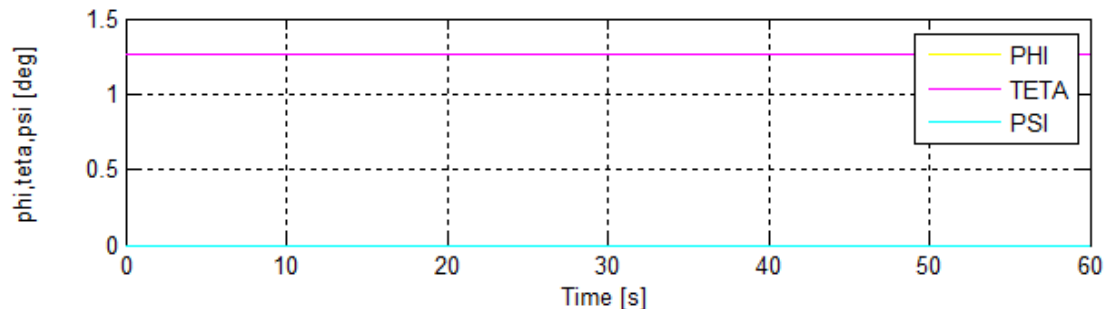
איור 3.1 - דיאגרמת בלוקים של החוג הפתוח – מערכת הבקרה של המודל

### 3.2. בניית המודל

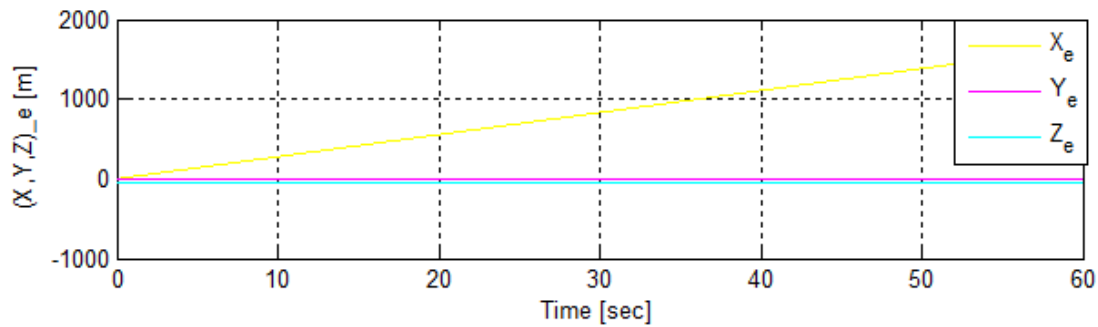
לצורך בניית המודל Simulink בא לעזרתנו ומציע שימוש בבלוק מוכן למשוואות התנועה של אווילר עבור גוף קשיח כאשר הכניסות של בלוק זה הם כוחות ומומנטים ויציאות הן אוריינטציית הגוף במרחב. מכיוון שאין ברשותנו את המקדמים עבור חישובי הכוחות והמומנטים השתמשנו במקדמים עבור טיסן דומה שחושבו באמצעות מנהרת רוח עבור זוויות שונות, את ערכי המקדמים והסבר נוסף על בניית המודל ב- Simulink ניתן למצוא בנספח 1.

### 3.3. בדיקת יציבות המודל

לצורך בדיקת המודל נרצה לבדוק את תגובת המערכת לתנאי התחלה שונים, זאת אומרת נבחן את יציבות המודל על ציר הזמן. ההנחות הן כי הטיסן במצב מתמיד זאת אומרת כי הטיסן באוויר (לאחר ההמראה) ובטיסה יציבה ואופקית ביחס לקרקע.



איור 3.2 - תגובת המערכת במצב שיווי משקל - טיסה ישרה ומאוזנת ללא כניסת כוחות למערכת. תגובה של הזוויות הגלגול  $\phi$  (צהוב) העלרוד  $\theta$  (ורוד) והסבסוב  $\psi$  (כחול).

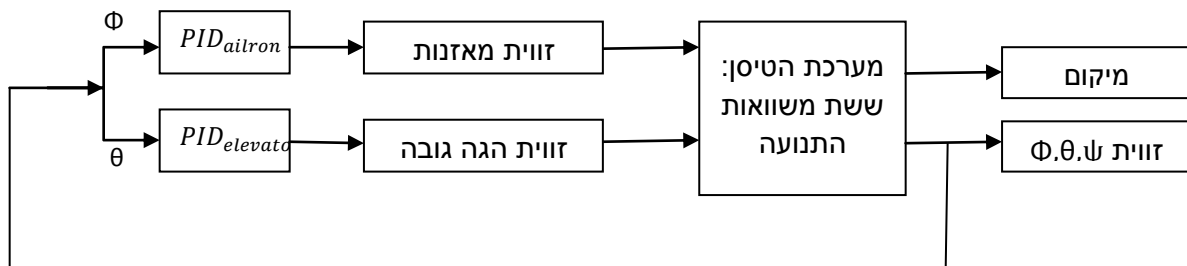


איור 3.3 - תגובת המערכת במצב שיווי משקל - טיסה ישרה ומאוזנת ללא כניסת כוחות למערכת. התקדמות הטיסן במרחב, לאורך ציר ה-X (צהוב) לאורך ציר ה-Y (ורוד) ולאורך ציר ה-Z (כחול)

ניתן לראות שבתנאי התחלה השווים ל 0, זוויות אוילר נשמרות כאשר  $\theta_0 = \alpha_0$  זאת אומרת זווית התקיפה נשמרת. כמו כן ניתן לראות התקדמות קבועה (מהירות קבועה) על ציר  $X_E$  בלבד.

### 3.4. מערכת בקרת הייצוב במודל

לצורך מימוש עתידי בו אנו מעוניינים לגרום לטיסן לנווט בעצמו, תחילה עלינו לייצב את הטיסן לטיסה במצב מתמיד, אנו נבנה בקר PID שיקשר בין זוויות הטיסן ביחס לעולם לזווית המאזנות וזווית ההגה הגובה (הגה כיוון אינו בשימוש).



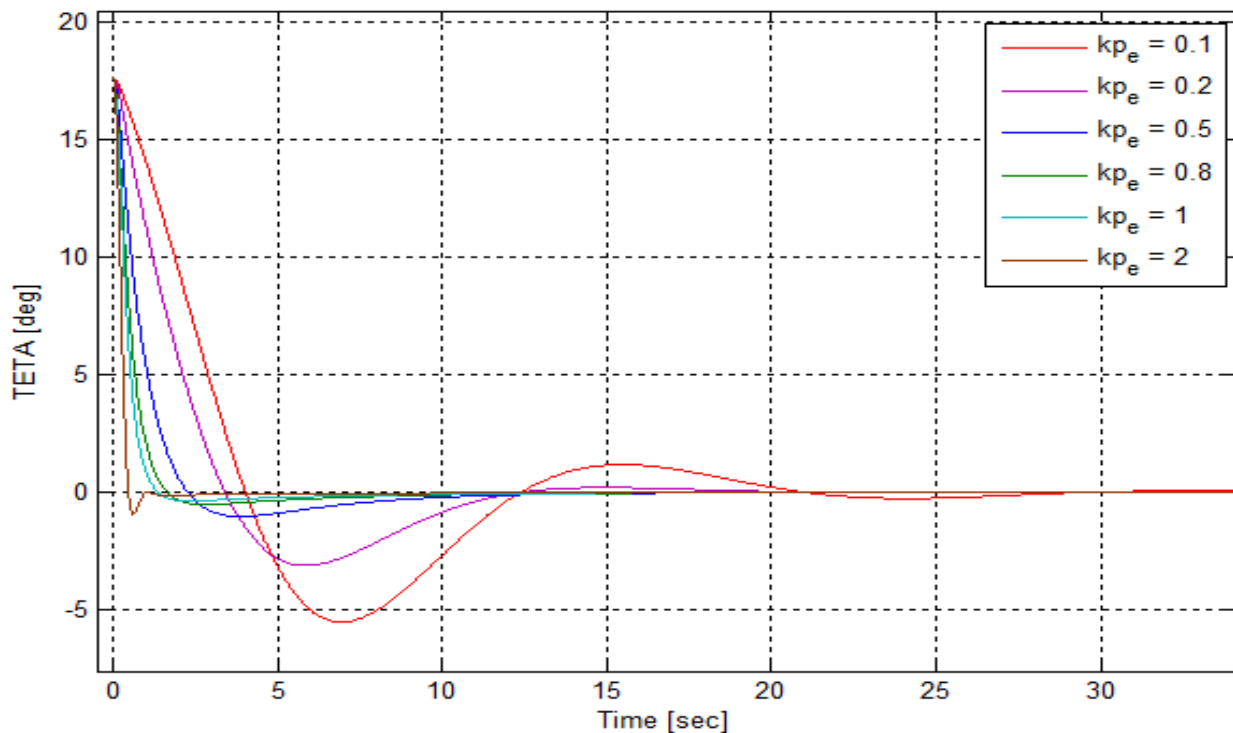
איור 3.4 - דיאגרמת בלוקים של חוג הסגור - מערכת הבקרה של המודל

### 3.5. ביצוע הסימולציה

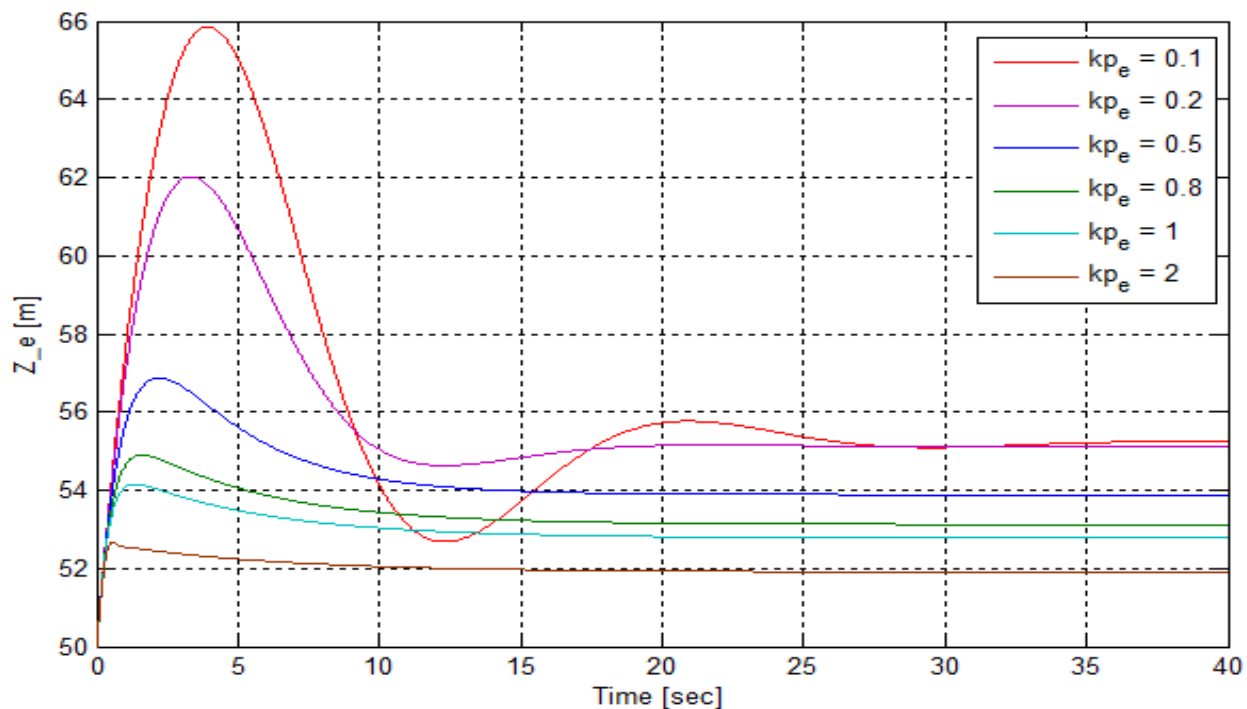
מימוש הסימולציה בעזרת ה Simulink יעזור לנו לקבל הערכה ראשונית של קבועי הבקרה אותם אנו צריכים למצוא עבור הטיסן עצמו  $K_{p_{aileron}}$ ,  $K_{p_{elevator}}$ . לכן אנו נסיט את זוויות הטיסן מערכן במצב המתמיד ונצפה בהתנהגות המערכת בעבור K משתנה.



- להערכה של  $Kp_{elevator}$  נרצה לראות את התגובה בזמן עם  $\bar{\theta}_0 = [0, 17.5, 0]^T$  [deg]  
 $\bar{X}_{0E} = [0, 0, 50]^T$  [m],  $\bar{V}_{0B} = [27.68, 0, 0.61]^T$  [m/sec]



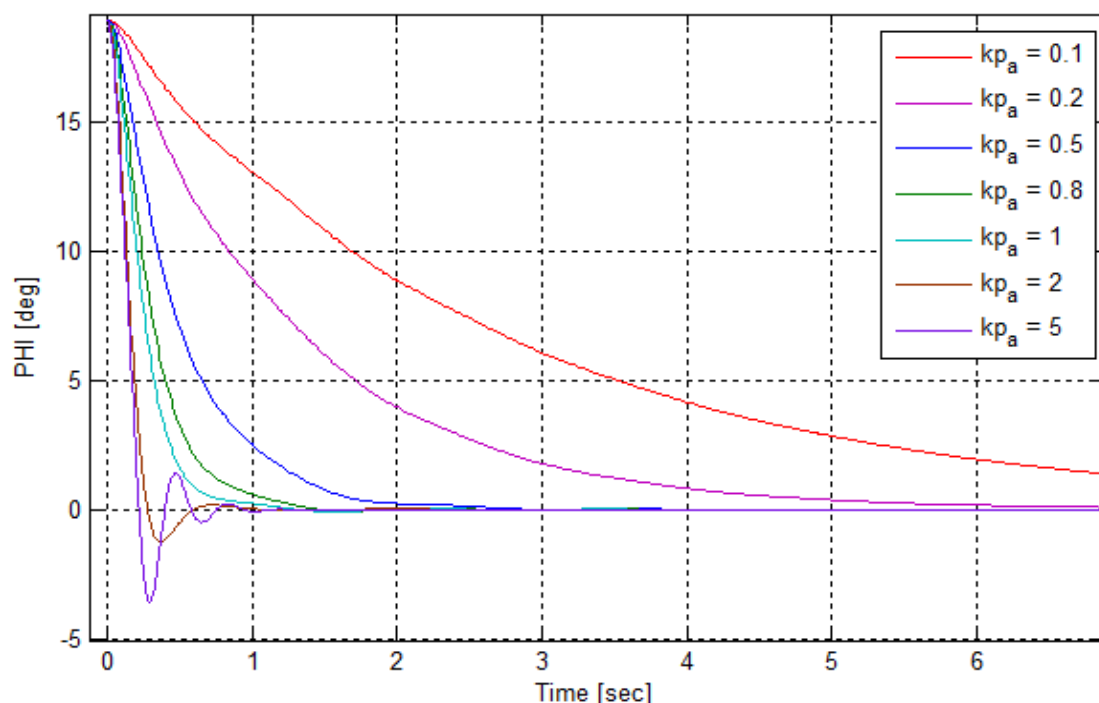
איור 3.5 – תגובות מערכת המודל לכניסת מדרגה של זווית עלרוד  $\theta$ . הגרף מציג את התייצבות המערכת לזווית עלרוד אפס, עבור ערכים שונים של קבועי בקר פרופורציונאליים.



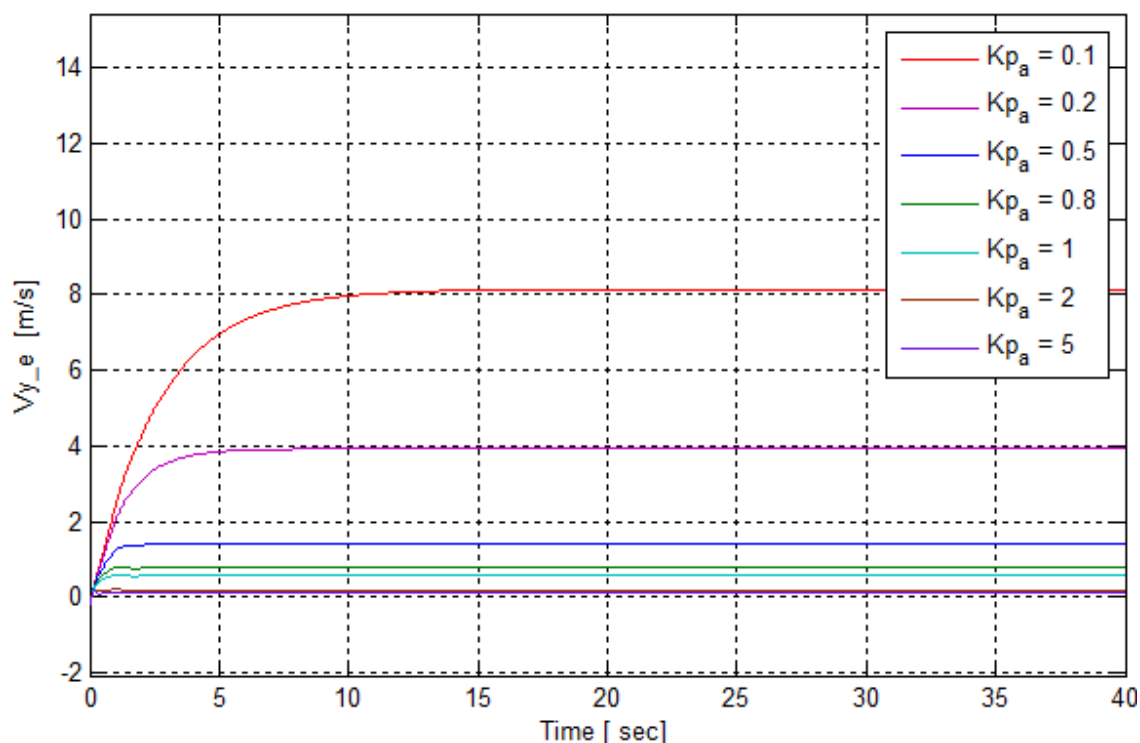
איור 3.6 – תגובות מערכת המודל לכניסת מדרגה של זווית עלרוד  $\theta$ . הגרף מציג את התייצבות המערכת בציר Z (גובה הטיסה), עבור ערכים שונים של קבועי בקר פרופורציונאליים.

- להערכה של  $Kp_{ailrons}$  נרצה לראות את התגובה בזמן עם תנאי התחלה  $\bar{\theta}_0 = [18 \ 0 \ 0]^T$  [deg]

$$\bar{X}_{0E} = [0 \ 0 \ 50]^T \text{ [m]}, \quad \bar{V}_{0B} = [27.68 \ 0 \ 0.61]^T \text{ [m/sec]}$$



איור 3.7 – תגובת מערכת המודל לכניסת מדרגה של זווית גלגול  $\phi$ . הגרף מציג את התייצבות המערכת לזווית גלגול אפס, עבור ערכים שונים של קבועי בקר פרופורציונאליים.



איור 3.8 – תגובת מערכת המודל לכניסת מדרגה של זווית גלגול  $\phi$ . הגרף מציג את מהירות המערכת בציר  $V_y$  (של העולם) אשר מתייצבת על ערך קבוע כאשר המערכת חוזרת למצב שיווי משקל. הגרף מציג את התגובה עבור ערכים שונים של קבועי בקר פרופורציונאליים.

### 3.6. ניתוח התוצאות

- מניתוח התוצאות של איורים 3.6 ו-3.7, אנו יכולים להסיק כי עבור כל הערכים שהצבנו ל  $K_{pe}$  בסופו של דבר התייצב הגרף לטיסה במצב מתמיד אך בגבהים משתנים, עבור ערכים נמוכים של  $K_{pe}$  קיבלנו תגובת יתר עם אוסילציות וככל שעלינו בערכים פחתו האוסילציות וגרף התייצב מהר יותר למצב מתמיד.

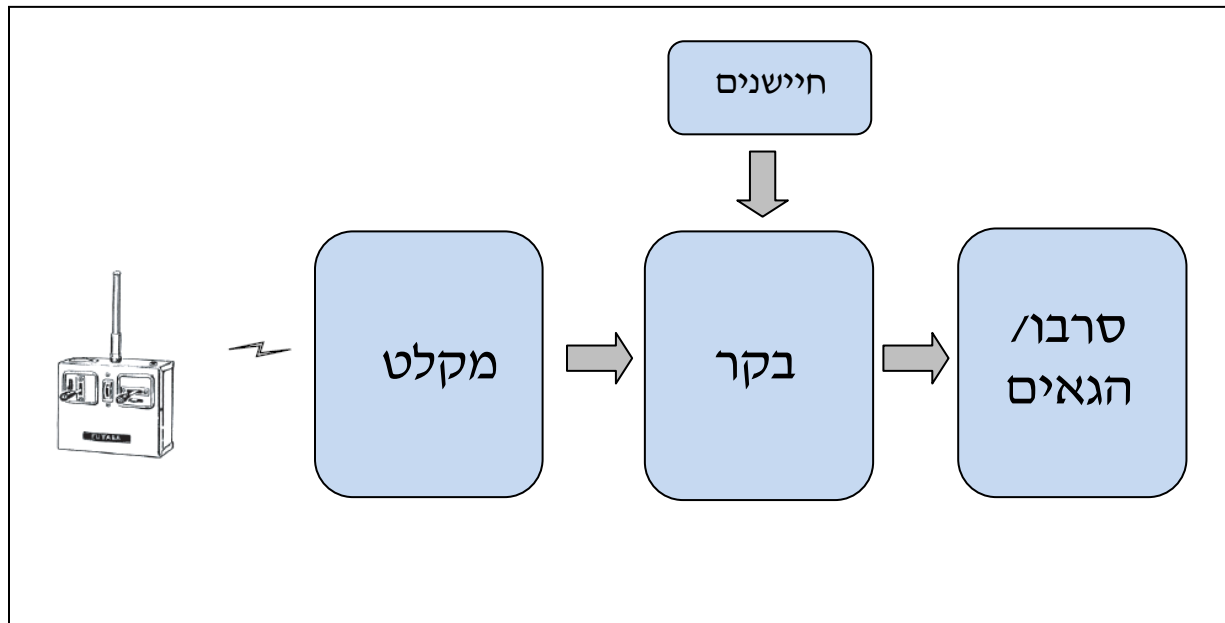
מתוך ניתוח הגרפים, ההערכה הראשונית שלנו היא  $2 \geq K_{pelevator} \geq 0.8$ .

- מניתוח התוצאות של איורים 3.8 ו-3.9, אנו יכולים להסיק כי כל הערכים שהצבנו ל  $K_{pa}$  הגרפים התייצבו למצב מתמיד, עבור ערכים נמוכים של  $K_{pa}$  ההתייצבות איטית אך ללא אוסילציות וככל שאנו גדלים בערכי של  $K_{pa}$  אנו מקבלים תגובות יתר עם אוסילציות גדולות יותר אך זמן ההתייצבות מהיר יותר.

מתוך ניתוח הגרפים, ההערכה הראשונית שלנו היא  $2 \geq K_{pailrons} \geq 0.8$ .

## 4. מימוש מערכת הבקרה המעשית בטיסן

עד כה מצאנו את משוואות התנועה של הטיסן, ניתחנו אותם באמצעות תוכנת Simulink וקיבלנו הערכה ראשונית לגבי יחס התמסורת של הבקר. בפרק זה אנו נמחיש את מימוש מערכת הבקרה בטיסן שלנו ע"י מיקרו מחשב ומערכת של חיישנים. ניתן לראות סכמה של מערכת השליטה באיור 4.1.



איור 4.1 - סכמה של מערכת השליטה. השליטה בטיסן מתבצעת או ע"י השלט או ע"י הבקר.





#### 4.1 מערכת הבקרה המעשית

מערכת בקרת הטיסון בנוייה משלט ומקלט, סרבוואים (שליטה בהגאים), מחשב טיסה הכולל שלושה חיישני תאוצה קווית (Accelerometer) שלושה חיישני מהירות זוויתית (Gyroscope), מצפן, GPS, מדיד פיטו, וערכת טלמטריה (תקשורת אלחוטית). שילוב של כל אלו מאפשר לנו לבקר את הטיסון ולייעד אותו לצרכינו. אנו בפרויקט זה משתמשים בערכה של בקר טיסה בשם ArduPilotMega הנמכר דרך אתר [www.diydrones.com](http://www.diydrones.com). הסברים על הבקר ואופן חיבורו לטיסון ניתן למצוא בנספח 2.

ערכה זו כוללת בתוכה את אלגוריתם הבקרה עצמו הכתוב בשפת C++ ותוכנה ייעודית המאפשרת למשתמש לקבוע את יחס התמסורת, לבחור מצבי טיסה מתוך מספר אפשרויות קבועות מראש ולתכנן מסלול טיסה בעזרת קואורדינטות GPS. אנו בשלב זה של הפרויקט מתכננים את בקרת הייצוב של הטיסון ולכן נשתמש בשתי אפשרויות: שליטה ידנית (Manual), ושליטה עם בקרת ייצוב (Stabilize).

##### 4.1.1 שליטה ידנית (Manual Control)

במצב טיסה ידני השליטה בטיסון מתבצעת ע"י הטיסנאי. בעת הזזת הגויסטיקים בשלט, נשלח אות רדיו המתקבל ע"י המקלט, וזה מכניס את האות לבקר. הבקר מפענח את האות, ממיר אותו למידע ושולח פקודות ביצוע לסרבוואים (Servos). סרבוואים, הם מנועים חשמליים הממירים את המידע הדיגיטלי המתקבל לתנועת הגאי הטיסון. כל התהליך של העברת מידע זה הוא מהיר מאוד וכך הטיסון מבצע את פקודות הטיסנאי. אנו נשתמש במצב זה על מנת להביא את הטיסון לטיסה במצב מתמיד ולבחון את התנהגותו כאשר נעביר את השליטה למצב Stabilize.

##### 4.1.2 שליטה אוטומטית (Stabilize)

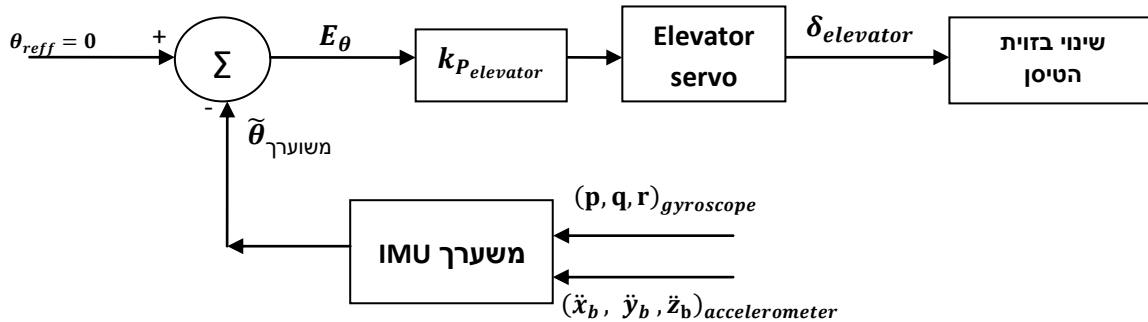
קיימים שני מצבים בהם הטיסון טס בשליטה אוטומטית. מצב ראשון הוא Stabilize ומצב השני הוא מצב האוטונומי. במצב Stabilize הטיסנאי שולט על כיוון הטיסון ומערכת הבקרה שולטת ביציבות. בפועל כאשר הטיסנאי עוזב את הגויסטיקים בשלט, הטיסון מתיישר וטס בטיסה ישרה ומאוזנת ביחס לקרקע, כלומר מערכת הבקרה שומרת על זווית גלגול  $\phi$  אפס ועל זווית עלרוד  $\theta$  אפס. אנו נשתמש במצב טיסה זה על מנת לבחון האם קבועי הבקרה שמצאנו בעזרת הסימולציה אכן מייצבים את הטיסון.

במצב אוטונומי הטיסון טס ללא כל עזרה או שליטה חיצונית. הטיסון טס לפי תוכנית טיסה קבועה מראש ומערכת הבקרה שולטת על הפרמטרים של הטיסה כגון: מהירות, גובה טיסה וזוויות עלרוד, סבסוב וגלגול. כאמור אין אנו נפרט יותר לגבי טיסה עצמאית מכיוון שעדיין לא תכננו מערכת זו.



#### 4.2. מערכת בקרת הייצוב המעשית

מערכת זו דומה ברובה למערכת הנראית בסימולציה איור 4.2, ההבדל העיקרי הינו שבפועל אין מערכת משוואות שמתוכנן ניתן למצוא ערכים המייצגים את הטיסה אלא אנו מוצאים ערכים עי"י חיישנים. זאת אומרת שמערכת הבקרה בחוג סגור תראה בצורה הבאה:



איור 4.2 - דיאגרמת בלוקים של החוג הסגור - מערכת הבקרה בה השתמשנו.

דיאגרמת בלוקים עבור זווית גלגול  $\Phi$  זהה לדיאגרמה זו.

על מנת לשמור על איזון הטיס, מערכת הבקרה, במצב Stabilize, מתייחסת לקשר בין זווית הגלגול לזווית המאזנות ובין זווית העלרוד לזווית הגה הגובה כקשר ישר, כאשר בקר פרופורציונאלי  $K$  קובע את היחס בין שתי זוגות הפרמטרים.

מערכת הבקרה משתמשת בחיישנים על מנת להעריך את זווית הגלגול  $\phi$  וזווית העלרוד  $\theta$ , אך אינה מקבלת קריאה ישירה של הזוויות. על מנת לחשב את זוויות אלו אנו משתמשים במערכת שיערוך אוריינטציה (IMU) הפועלת לפי עקרון הפילטר המשלים (Complementary Filter).

#### 4.3. ביצוע ניסוי הטסה

על מנת לבחון האם קבועי הבקרה שמצאנו בסימולציה נכונים לקחנו את מערכת הטיסן לשטח לטיסת בדיקה. חשוב להזכיר כי מציאת קבועי בקרה אשר מייצבים את הטיסן בצורה מהירה וללא אוסילציות הינן צורך ממשי להמשך תכנון עדיתי של הבקר לצרכי ניווט.

##### 4.3.1. מערכת הניסוי

- טיסן מסוג אנפה במשקל 3kg באורך של 1.2 [m] ובעל מוטת כנפיים באורך 1.4 [m].
- שלט ומקלט של חברת FUTABA מדגם T7CAP בתדר 72 [MHz].
- בקר טיסה של חברת Arduino מסוג ArduPilotMega.
- מנוע TURNIGY מדגם AERODRIVE C3542-1450.



▪ לפטופ (לצורך הזנת נתונים לבקר).

#### 4.3.2. שלב מקדים

לפני עריכת הניסוי בוצעו מספר שלבים מקדימים :

1	חיבור הבקר לטיסן	את לוח הבקרה והחיישנים היה עלינו לחבר לגוף הטיסן בצורה קשיחה, לכן בנינו תושבת עליה נניח את הבקר בצורה כזו שהבקר זו ביחד עם הטיסן אך אינו רגיש לרעידות (העלולות להתקבל מהמנוע).
2	צריבת קוד הטיסה וקבועי הבקרה	צריבת הקוד והקבועים נעשו בעזרת תוכנה מיועדת הנקראת APM MISION PLANNER הסבר מפורט יותר ניתן למצוא בנספח 3. למרות כי מצאנו תחום עבור ההגברים בסימולציה, אנו קבענו את ההגברים על פי המלצה של יצרן הבקר לקבועי הניסוי הראשונים. לכן :
3	חיבור הבקר לסרבואים והמקלט	על פי הסכמה לחיבור שבנספח ב', כניסות הבקר מגיעות מהמקלט ויציאות הבקר אל הסרבואים. כמו כן הזנת המתח לבקר מתבססת על מתח המקלט.
4	בדיקת כיוונים	בדיקה כי השלט אכן יודע לברור בין מצב Manual למצב Stabilize ושכיווני הגיוסטיקים בשלט אכן מבוצעים על פי רצון המטיס.
5	בדיקת טווח	בדיקה זו נעשת בשטח על מנת לבדוק האם הטיסן מגיב כאשר הינו רחוק ממיקום השלט ואנטנת השלט אינה פתוחה במלואה.
6	בדיקת תפקוד הטיסן במצב Stabilize	בדיקה זו הינה הכרחית על מנת לדעת האם הבקר אכן מזיז את הגאי הטיסן בכיוון נכון כאשר אינו מאוזן יחסית לקרקע. לדוגמה כאשר קידמת הטיסן מוסטת כלפי מטה הגה גובה אמור לעלות כלפי מעלה.

טבלה 4.1 - טבלה המתארת את השלבים המקדימים שנעשו טרם הניסוי

#### 4.3.3. ביצוע הניסוי

לאחר כי בדיקות שבוצעו בשלב המקדים הראו שהטיסן מוכן לטיסה ונלקחו מקדמי בטיחות, בוצע ניסוי ההטסה. אנו נפרט בשלבים את מהלך הניסוי, אך לפני כן נאמר שהביצוע התקיים ביום עם רוחות יחסית חזקות מה שגרם לתנאים לא אידיאליים לניסוי. למרות זאת העלינו את הטיסן לאוויר על מנת לבדוק את יכולותיו.

1	המראה	העלאת הטיסן לאוויר ע"י שליטה מלאה של המטיס.
2	בדיקת תקינות	הטסת הטיסן עם שליטה מלאה של המטיס במשך מספר דקות על מנת לוודא שהטיסן מגיב בצורה מלאה לפקודות הבאות מהשלט.
3	העברה למצב stabilize	הבאת הטיסן למצב טיסה מקביל לקרקע בגובה שיתן מרחב בטחון



		במקרה של תקלה, והעברה למצב Stabilize .
4	בדיקת יציבות	בדיקה האם הטיסן נשאר במצב זה ללא ביצוע תיקונים מהמטיס ע"י השלט.
5	הסטה מתנאי יציבות	שינוי זווית הטיסן ע"י המטיס.
6	בדיקת יציבות	בדיקה ויזואלית האם הטיסן אכן מתייצב ונשאר בטיסה יציבה ואופקית
7	ביצוע חוזר של שלבים 5,6	
8	נחיתה	שינוי מצב הטיסה חזרה ל Manual והנחתת הטיסן בשליטה מלאה של המטיס.

#### טבלה 4.2 - טבלה המתארת את השלבי הניסוי

#### 4.3.4. תוצאות הניסוי

- הטיסן במצב Manual מגיב לפקודות המתקבלות מהשלט, ז"א ניתן לשלוט בטיסן ללא הפרעות מהבקר (למרות העובדה כי הבקר הוא המקשר בין המקלט לסרבואים בפועל).
- הטיסן במצב Stabilize מגיב לפקודות המתקבלות מהשלט ושומר על טיסה יציבה ואופקית יחסית לקרקע כל עוד לא מתקבלת הפרעה חיצונית.
- בעת הפרעה בזווית הגלגול  $\phi$  במצב טיסה Stabilize הטיסן שומר על טיסה ישרה ואופקית אך מבצע אוסילציות של זווית הגלגול.

#### 4.3.5. מסקנות

- בשל רוחות חזקות שגרמו לתנאים לא אידיאליים לביצוע ניסוי, איננו יכולים להעריך האם קבועי הבקרה מספיק טובים או לא. אך למרות זאת ראינו כי הטיסן אכן שומר על גובה מסוים מה שמעיד על יציבות מסוימת של הטיסן.
- סדרי הגודל של הקבועים שמצאנו בסימולציה אינם רחוקים מהמציאות.
- הצלחנו לייצר פלטפורמה של טיסן הנשלט ע"י בקר שישמש אותנו בניסויים עתידיים.
- יש לבצע ניסוי עם תנאים אידיאליים ככל האפשר.



## 5. הערכה כלכלית

להלן טבלה עם פירוט עלויות הפרויקט עד לשלב כתיבת הדו"ח :

פירוט	מחיר בש"ח
שלט ומקלט של חברת FUTABA מדגם T7CAP	1600
בקר טיסה ArduPiloMega2	1300
ערכת טלמטריה X-Bee	740
מדיד פיטו	74
MediaTek MT3329 GPS	141
טיסן + מנוע + סרוואים + סוללות	1200
300 שעות עבודה בשכר מהנדס 2 X	36000

טבלה 5.1 – הערכה כלכלית.

סה"כ ציוד : 5055 ש"ח

סה"כ שכר מהנדסים : 36000 ש"ח

בהנחה כי הטיסן אכן מצליח להבריא ציפורים מבריכות דגים, המוצר אכן כדאי למגדלים שכן ערכה של בריכת דגים יכול להגיע לשווי של מיליון שקלים (תלוי בגודל הדגים), ובהשקעה של כמה אלפי שקלים עבור כל טיסן ניתן לבטח את סביבת הברכה מסכנה של פשיטה של עופות נודדים על הברכה.

## 6. סיכום

מטרת העל של הפרויקט הינה הברחת ציפורים מבריכות דגים ע"י טיסן אוטונומי, אומנם עד שנגיע למצב בו הטיסן הינו אוטונומי לחלוטין יש עוד דרך ארוכה לעשות. בדו"ח זה המציג את התקדמות הפרויקט עד לכתיבתו ביצענו מספר צעדים חשובים שיעזרו לנו להתקדם בהמשך ולהגיע למצב של שליטה אוטונומית של הטיסן.

בתחילת הדוח בו עברנו על החלק התיאורטי של דינמיקה של טיסנים הגדרנו את צורתם הבסיסית ואת הדרך בה ניתן לשלוט בעזרת משטחי השליטה. כמו כן ראינו שעל מנת לנתח את המערכת בצורה אנליטית יש להניח הנחת עבודה בסיסית של טיסן כגוף קשיח, ומתוך הנחה זו אנו מקבלים כי לטיסן 6 דרגות חופש (3 ציריות ו 3 זוויתיות). אנו יכולים להשתמש בששת משוואות אויילר לגוף קשיח במרחב על מנת לקבל את משוואות התנועה של הטיסן.

חשוב לציין כי עבור מי שאין לו ניסיון עם טיסנים/מטוסים לימוד החלק התיאורטי של דינמיקה של מטוסים אינה פשוטה כלל. המטלה של הבנת הדינמיקה של טיסנים הינה עניין חשוב לצורך ניתוח מערכת של טיסן, וככל שהתעמקנו בספרות גילינו כמה הדבר מסובך וההבנה כי הכוחות הפועלים על טיסן אינם עילוי גרר דחף וכבידה בלבד אלא גם כוחות צידיים וכוחות מרסני תנועה.

ביצוע הסימולציה בעזרת תוכנת MATLAB/SIMULINK היתה צעד חשוב לצורך ניתוח מערכת הטיסן ומערכת הבקרה שלו. מידול הטיסן בעזרת מחשב פתח לנו דרך על מנת לנתח את התנהגות הטיסן ללא ביצוע ליניאריזציה של משוואות התנועה, ולקבל תוצאות כוללות ומדויקות יותר. בעזרת המודל יכולנו לבחון את ההשפעה של בקרה בחוג סגור על טיסן ואף לקבל הערכה ראשונית לגבי קבועי הבקרה שלו.



צעד נוסף ומשמעותי בפרויקט הינו יצירת פלטפורמה של טיסן עם מערכת בקרה. פלטפורמה זו פתחה לנו את הדרך לביצוע ניסויים עתידיים עבור מערכות הבקרה נוספות לטיסן כגון מערכת ניווט, מערכת המראה ונחיתה, ומערכת שתגרום לטיסן לטוס בצורה בה יבריה ציפורים מבריכות דגים. על מנת לבחון האם מערכת בקרת הייצוב עובדת ביצענו ניסוי בשטח פתוח, הניסוי כלל הכנות מקדימות על מנת לוודא שהטיסן אכן ניתן לשליטה ובכדי למנוע התרסקות במהלך הניסוי. כמו כן כלל הניסוי הטסה פיזית של הטיסן ובדיקת בקרת הייצוב שלו. אומנם בשל תנאים לא אידיאליים לא הגענו לתוצאה חד משמעית עבור קבועי הבקרה, אך העובדה כי יש בידנו מערכת ניסוי עובדת של טיסן ובקר הינה הישג בשל עצמו עבור מי שלא התנסה עם טיסנים בעבר.

## 7. תוכניות להמשך הפרויקט

בהמשך הפרויקט אנו נשאף לגרום לטיסן להיות אוטונומי ככל האפשר לכן עלינו לאפשר לטיסן לנווט בעצמו על פי מעקב אחר קואורדינטות GPS, בקרת ניווט זו תתאפשר רק כאשר מערכת בקרת הייצוב תעבוד בצורה אופטימאלית. לכן עלינו לבצע ניסויי הטסה נוספים שיביאו את מערכת הייצוב לצורת עבודה אופטימאלית. כמו כן כאשר נדע לגרום לטיסן לבצע טיסה במסלול קבוע מראש, אנו נתכנן מספר מסלולי טיסה שעשויים להבריה ציפורים, כגון ריחוף מעל לבריכות הדגים על מנת להראות שליטה ו/או ביצוע של גיחות מהירות מעל הבריכות על מנת להפחיד.

מס'	נושא	אוק'	נוב'	דצ'	ינו'	פבר'	מרץ	אפר'	מאי	יוני
1	סקר ספרות והשגת מידע מהשטח.	X	X	X	X					
2	למידה והבנת האלגוריתם.	X	X	X	X	X	X	X	X	
3	הרכבת הבקר והחיישנים בטיסן וביצוע בדיקות כלליות של מערכת הבקרה (לא בזמן טיסה).			X	X					
4	ביצוע מספר ניסויי הטסה על מנת למצוא קבועי בקרה.				X	X	X			
5	כתיבת דו"ח התקדמות סמיסטריאלי				X					
6	הרכבה ושילוב מערכת GPS וחיישנים נוספים בטיסן וביצוע בדיקות כלליות.				X	X	X			
7	ביצוע מספר ניסויי הטסה ובדיקת פעולת הטיסן על כל מערכותיו. בדיקת יכולות אוטונומיות של הטיסן.							X	X	
8	כתיבת התוכנית אותה אנו רוצים שהטיסן יבצע עפ"י מסלולי טיסה אידיאליים שהוכנו כחלק משלב מקדים והתאמתם לתוואי השטח.								X	
9	ניסויי הטסה ובדיקת מערכת הבקרה וביצוע התאמות אחרונות.								X	X
10	כתיבת דו"ח מסכם							X	X	X

טבלה 7.1 – תרשים גאנט: יעדים בפרויקט ועמידה בלוחות זמנים

X – משימות שלא נעשו בשלב זה.

X – משימות שנעשו עד כה.



## רשימת מקורות

---

ArduPilotMega Manual.(Online) <http://code.google.com/p/ardupilot-mega/>

Etkin B. & Lloyd R.D. (1994) , Dynamics of Flight stability and control, John Wiley & Sons, Inc.

Stevens L.B. & Lewis L.F. (1992) , Aircraft Control and Simulation, John Wiley & Sons, Inc.

Pamadi N.B. (1998) ,Performance, Stability, Dynamics and control of Airplanes, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

U.S Naval Test Pilot (1997), Fixed Wing Stability and Control, Naval air warfare center, Aircraft division, Patuxent River, MARYLAND.

Erickson A.W. , Marsh E.R. & Salomon P.T. (1992), HIGH FREQUENCY SOUND DEVICES LACK EFFICACY IN REPELLING BIRDS, Proceedings of the Fifteenth Vertebrate Pest Conference 1992 - University of Nebraska – Lincoln

גל א. (2010), שקנאים, קורמורנים, דייגים ומה שביניהם, בשביל הארץ, גליון מספר 35 עמודים : 1934-1400.

מויאל ח. (2009), קונפליקטים בין ציפורים לחקלאות, טבע הדברים, גליון מספר 169 עמודים : 72-76.

הדס ע. & הרצברג ג. (1992), טיסנאות. קלוב התעופה לישראל.

כהן מ. & טירן י. (1996), ביצועים של כלי טיס, אוניברסיטת בן גוריון שבנגב, המחלקה להנדסת מכונות.



## נספחים

### נספח א' - דיאגרמת בלוקים ב Simulink

להלן תיאור בניית דיאגרמת הבלוקים בתוכנת MATLAB/SIMULINK על פי בלוקים ראשיים תת בלוקים והגדרות קבועי הטיסון.

#### מקדמי הכוחות, וקבועי הטיסון

```
% Anafa Model Constants
Sref = 0.4239 ; % m2
Cref = 0.276 ; % m
Bref = 1.6 ; % m

Xref = 0.090 ; % m
Yref = 0. ; % m
Zref = 0. ; % m

Mass = 3. ; % kg

Ixx = 0.2056 ; Ixy = 0. ; Ixz = 0.0128 ; % kg.m2
Iyx = Ixy ; Iyy = 0.6922 ; Iyz = 0. ;
Izx = Ixz ; Izy = Iyz ; Izz = 0.8829 ;

alpha = [-180.    -90.    -20.    -15.    -10.    -5.    -2.
          0.      2.      5.     10.     15.     20.     90.     180.
];

Cztot = [ 0.      10.      1.83971  1.33803  0.89792  0.43923
          0.15765 -0.03103 -0.21952 -0.50012 -0.95531 -1.39657 -1.90741 -10.
          0.      ];
Cxtot = [ 0.03      0.      0.11010  0.20250  0.08632  0.00183 -
          0.02297 -0.02856 -0.02535 -0.00407  0.07490  0.16029  0.02343  0.
          0.03      ];
Cmtot = [ 0.      2.      0.26134  0.23660  0.15920  0.08326
          0.04145  0.01543 -0.00897 -0.04226 -0.08799 -0.13020 -0.21646 -2.
          0.      ];
CZq = [ -9.31663 -9.31663 -9.31663 -9.31663 -9.31663 -9.31663 -
          9.31663 -9.31663 -9.31663 -9.31663 -9.31663 -9.31663 -
          -9.31663 ];
Czele = [ -0.00931 -0.00931 -0.00931 -0.00931 -0.00931 -0.00931 -
          0.00931 -0.00931 -0.00931 -0.00931 -0.00931 -0.00931 -
          -0.00931 ];
CXq = [ 0.      0.      -1.24312 -1.33445 -0.99714 -0.55777 -
          0.29817 -0.12677  0.04336  0.29641  0.71342  0.76405 -0.04864  0.
          0.      ];
Cmq = [-11.40623 -11.40623 -11.40623 -11.40623 -11.40623 -11.40623 -
          11.40623 -11.40623 -11.40623 -11.40623 -11.40623 -11.40623 -
          11.40623 -11.40623 ];
Cmele = [ -0.02531 -0.02531 -0.02531 -0.02531 -0.02531 -0.02531 -
          0.02531 -0.02531 -0.02531 -0.02531 -0.02531 -0.02531 -
          -0.02531 ];
```





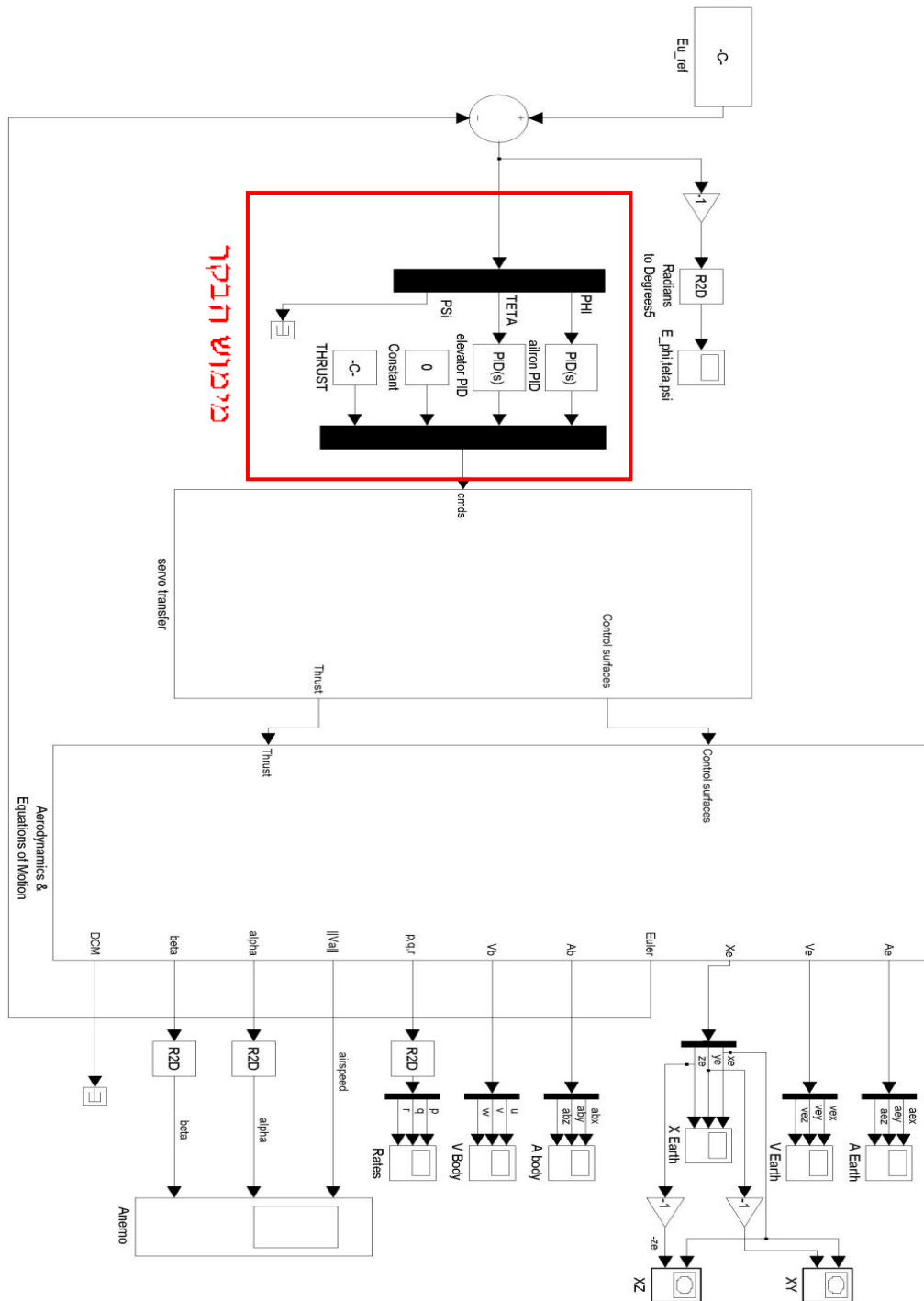
```

Cyv  = [ 0.      0.      -0.57027 -0.27342 -0.25474 -0.26084 -
0.26639 -0.27090 -0.27605 -0.28494 -0.30259 -0.37115 -0.73390 0.
0.      ];
Cyp  = [ 0.      0.      -0.32713 -0.26339 -0.17663 -0.08654 -
0.03192 0.00464 0.04127 0.09623 0.18751 0.28134 0.39530 0.
0.      ];
Cyr  = [ 0.      0.      0.11725 0.13325 0.14793 0.16146
0.16899 0.17376 0.17831 0.18473 0.19429 0.20226 0.20836 0.
0.      ];
Cyrud = [ -0.00339 -0.00339 -0.00339 -0.00339 -0.00339 -0.00339 -
0.00339 -0.00339 -0.00339 -0.00339 -0.00339 -0.00339 -0.00339 -
-0.00339 ];
Clv  = [ 0.      0.      0.20043 0.14276 0.09322 0.04382
0.01407 -0.00573 -0.02550 -0.05498 -0.10347 -0.14838 -0.17754 0.
0.      ];
Clp  = [ -0.50000 -0.50000 -0.50000 -0.50000 -0.50000 -0.50000 -
0.50000 -0.50000 -0.50000 -0.50000 -0.50000 -0.50000 -0.50000 -
-0.50000 ];
Clr  = [ 0.      0.      -0.22825 -0.16075 -0.10075 -0.04113 -
0.00535 0.01849 0.04230 0.07797 0.13716 0.19664 0.26340 0.
0.      ];
Clail = [ 0.00560 0.00560 0.00560 0.00560 0.00560 0.00560
0.00560 0.00560 0.00560 0.00560 0.00560 0.00560 0.00560 0.00560
0.00560 ];
Clrud = [ -0.00028 -0.00028 -0.00028 -0.00028 -0.00028 -0.00028 -
0.00028 -0.00028 -0.00028 -0.00028 -0.00028 -0.00028 -0.00028 -
-0.00028 ];
Cnv  = [ 0.      0.      0.02745 0.04140 0.05168 0.06110
0.06640 0.06977 0.07301 0.07760 0.08455 0.08827 0.08328 0.
0.      ];
Cnp  = [ 0.      0.      0.17911 0.17760 0.12380 0.06197
0.02463 -0.00029 -0.02522 -0.06253 -0.12431 -0.17490 -0.17310 0.
0.      ];
Cnr  = [ 0.      0.      -0.16816 -0.09685 -0.09388 -0.09771 -
0.10078 -0.10318 -0.10586 -0.11039 -0.11914 -0.13729 -0.22616 0.
0.      ];
Cnail = [ 0.      0.      0.00081 0.00021 0.00017 0.00021
0.00024 0.00025 0.00027 0.00029 0.00033 0.00021 -0.00042 0.
0.      ];
Cnrud = [ 0.      0.      0.00117 0.00130 0.00143 0.00153
0.00158 0.00161 0.00164 0.00167 0.00170 0.00170 0.00167 0.
0.      ];
Eu_0 = [ 0 0.0220729528 0 ];
V_0 = [27.6855 0 0.6112];

```

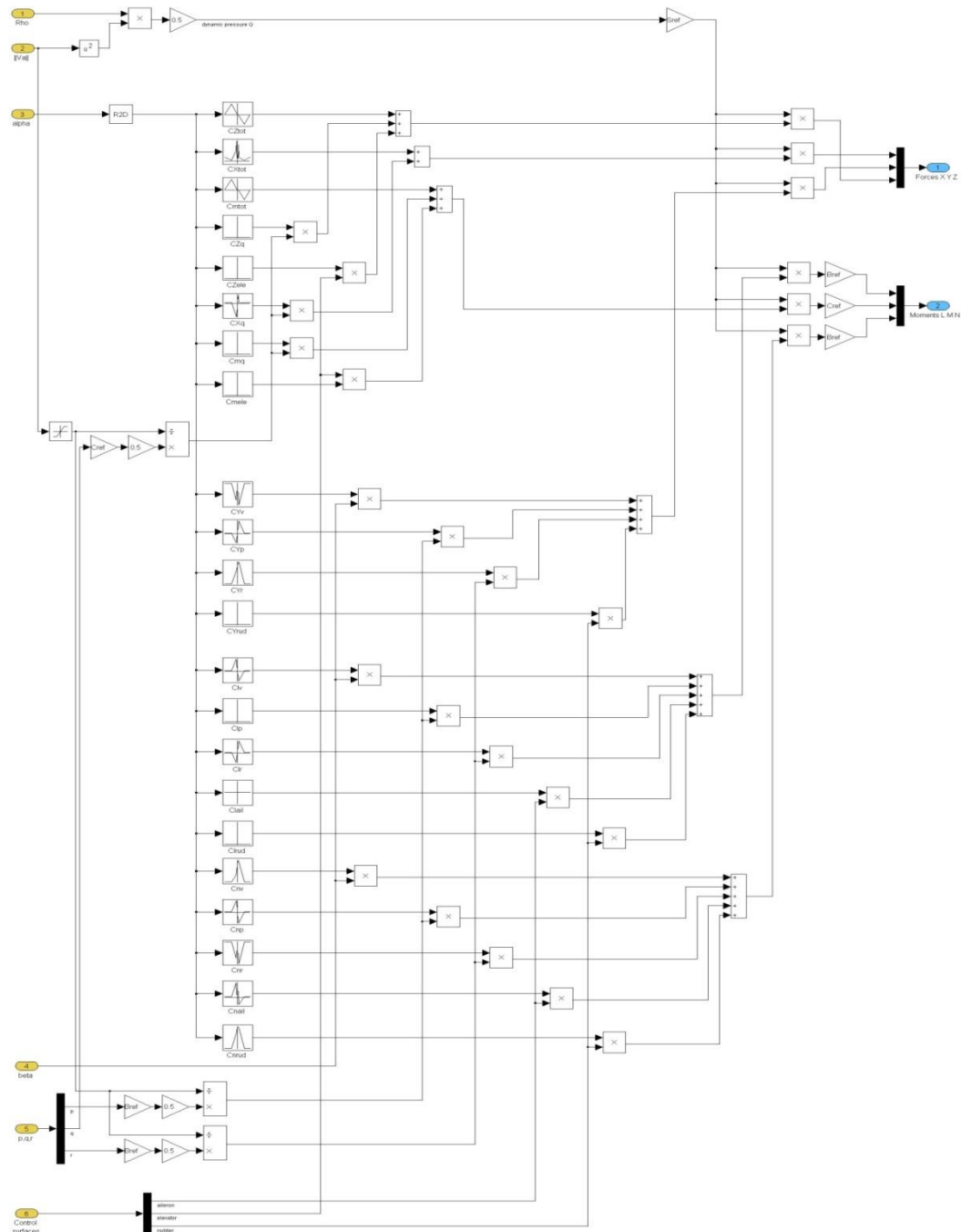


דיאגרמת בלוקים ראשית – מערכת הטיסן והבקר



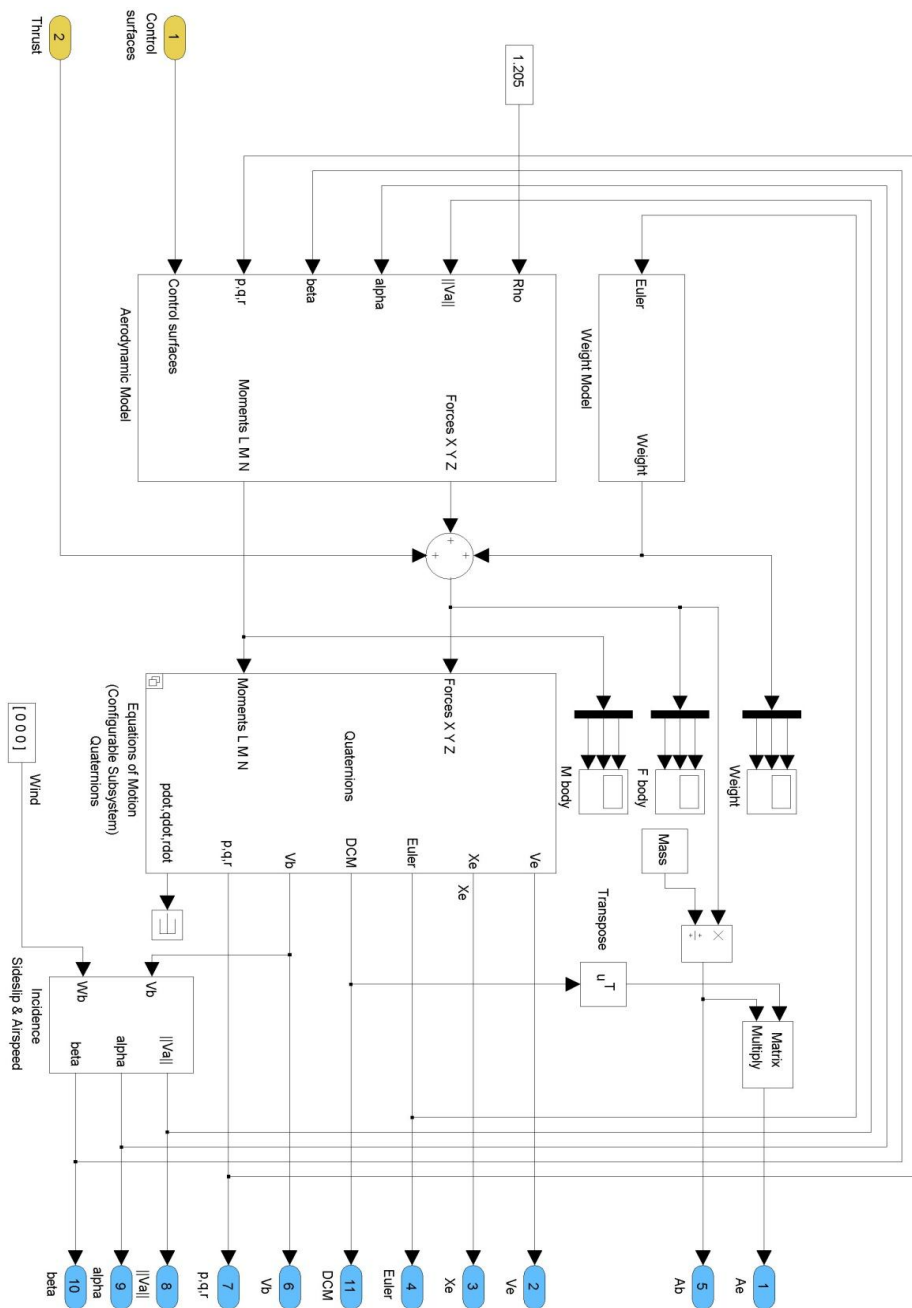


## חישוב הכוחות על פי זווית תקיפה וזוויות הגאים



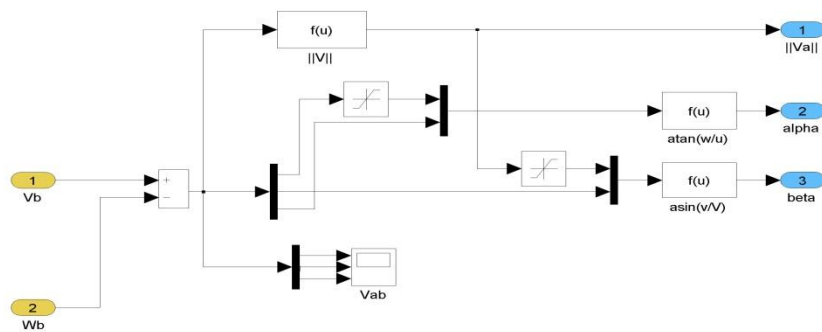


## מבנה מערכת הטיס, כניסת זווית הגאים יציאת מיקום



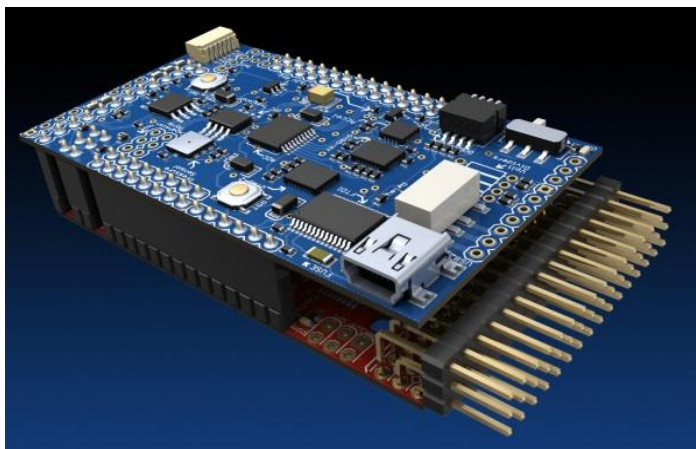
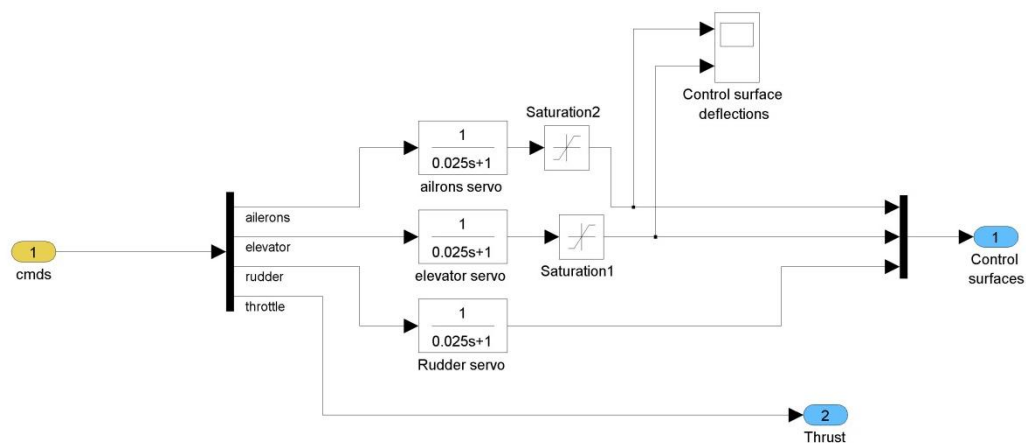


### חישוב זווית תקיפה וזווית החלקה צידית



## חישוב תרומות כוחות כבידה

## פונקציות תמסורת של הסרבואים



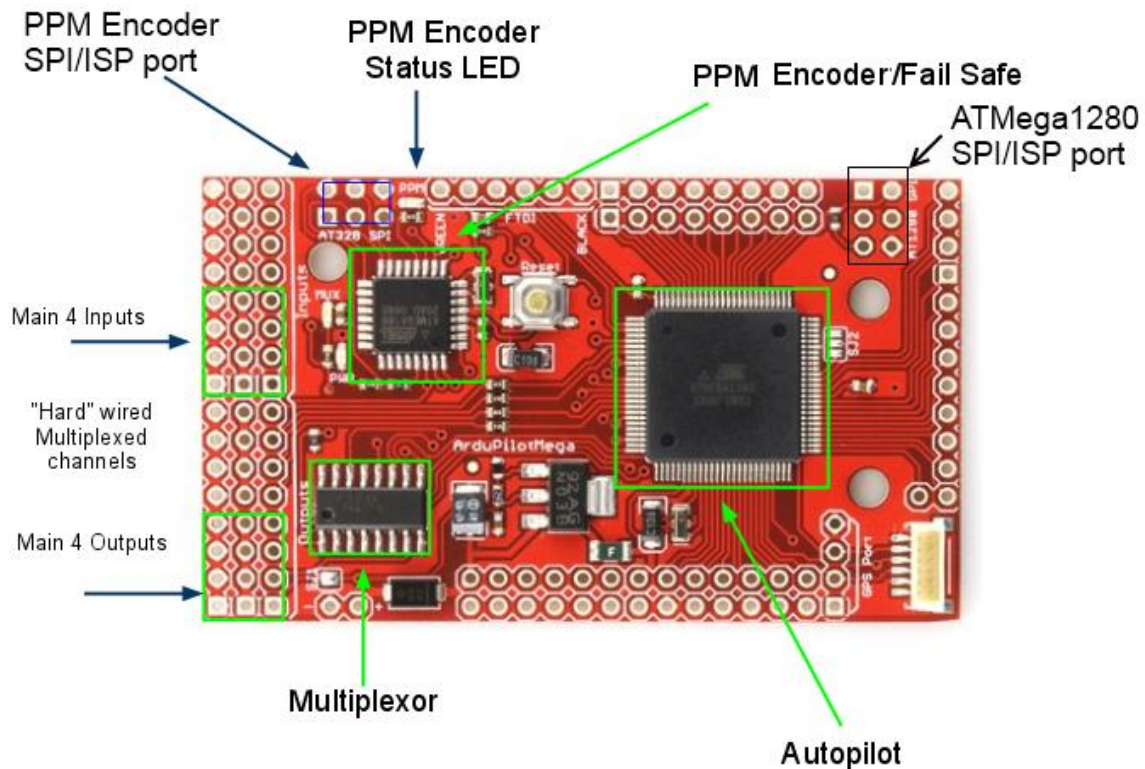
נספח ב' – מאפייני הבקר

ArduPilotMega Reference



- Free open source firmware comes in different versions that support planes ("ArduPlane"), multicopters (quads, hex, oct, etc) and helicopters ("ArduCopter"), and ground rovers ("ArduRover")!
- Simple setup process and firmware loading via a point-and-click utility. No programming required! (But if you do want to fiddle with the code, you can with the easiest embedded programming toolkit available: Arduino)
- Full mission scripting with point-and-click desktop utilities
- Can support hundreds of 3D waypoints
- Two-way telemetry and in-flight command using the powerful MAVLink protocol
- Choice of free Ground Stations, including the APM Mission Planner and state-of-the-art HK GCS, which includes mission planning, in-air parameter setting, on-board video display, voice synthesis, and full datalogging with replay.
- Cross-platform. Supports Windows, Mac and Linux. Use the graphical Mission Planner setup utility in Windows (works under Parallels on a Mac) or use a command-line interface on any other operating system. Ground stations are available for all three operating systems. Based on the Arduino programming environment, which is also fully cross-platform.
- Autonomous takeoff, landing and special action commands such as video and camera controls
- Supports full "hardware-in-the-loop" simulation with Xplane and Flight Gear
- Include relay can trigger any device, can be controlled by mission scripts.
- Hardware includes the following:
  - 3-axis gyros
  - 3-axis accelerometers
  - Barometric pressure sensor for altitude
  - 10Hz GPS module
  - Voltage sensors for battery status
  - 4Mb of onboard datalogging memory. Missions are automatically datalogged and can be exported to KML
  - Built-in hardware failsafe processor, can return-to-launch on radio loss.

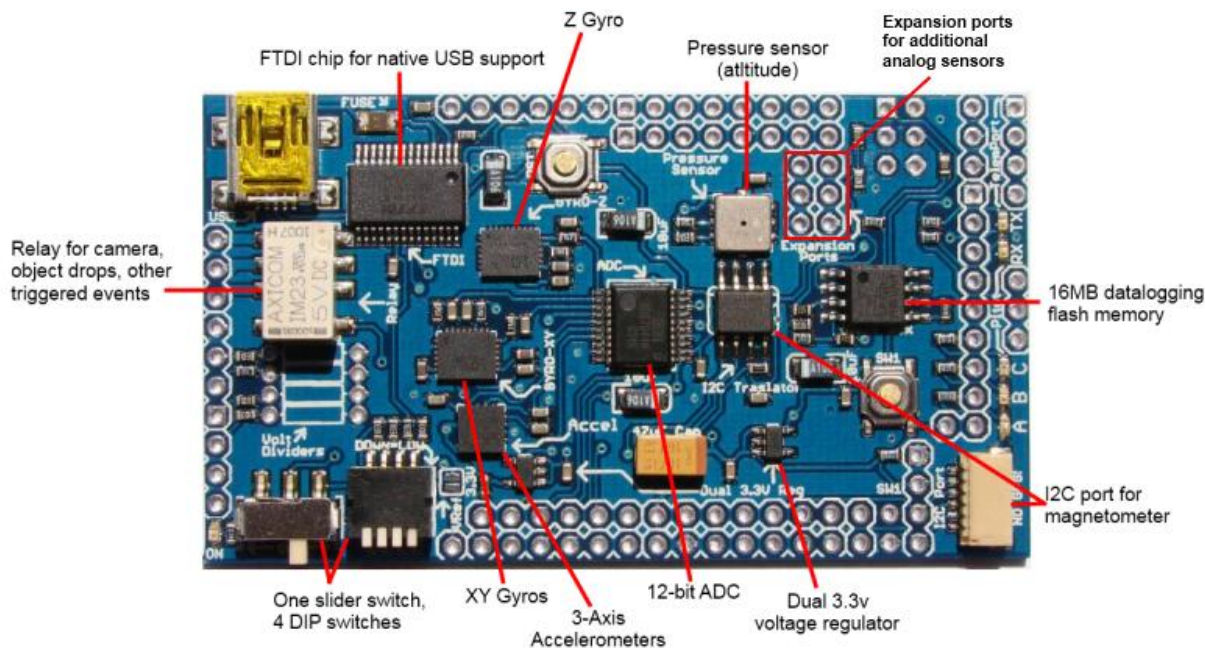
מחשב טיסה עיקרי



- Designed to be used with autonomous aircraft, quadcopters and helis
- Based on a 16MHz Atmega1280 processor.
- Built-in hardware failsafe that uses a separate circuit (multiplexer chip and ATmega328 processor) to transfer control from the RC system to the autopilot and back again.
- Includes ability to reboot the main processor in mid-flight
- Dual-processor design with 32 MIPS of onboard power
- Supports 3D waypoints and mission commands (limited only by memory--approximately 600-700 waypoints with current code, but can be adapted for more)
- 128k Flash Program Memory, 8K SRAM, 4K EEPROM
- Comes with a 6-pin GPS connector (EM406 style).
- Has 16 spare analog inputs (with ADC on each) and 40 digital input/outputs to add additional sensors
- Four dedicated serial ports for two-way telemetry (using optional XBee modules) and expansion
- Can be powered by either the RC receiver or a separate battery
- Hardware-driven servo control, which means less processor overhead, tighter response and no jitters
- Eight RC channels (including the autopilot on/off channel) can be processed by the autopilot.
- LEDs for power, failsafe status, autopilot status



## לוח חיישנים ובקרה

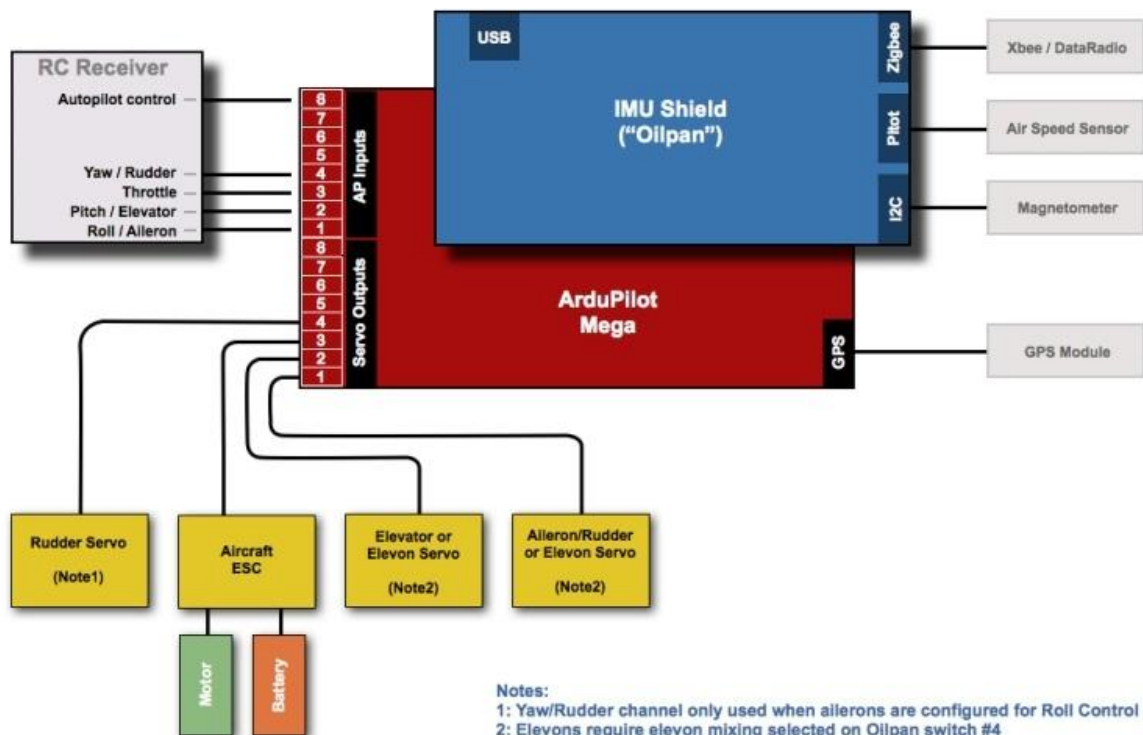


### IMU SHIELD

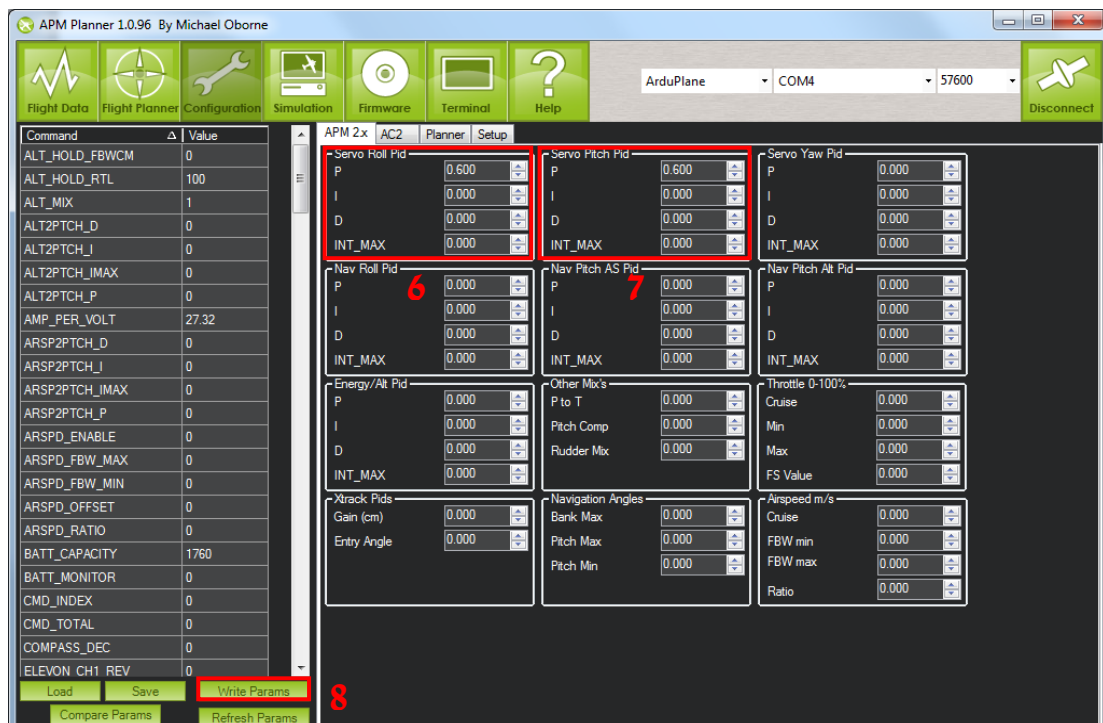
- Dual 3.3V Regulator!!! (One dedicated for analog sensors!)
- Relay switch for cameras, lights or payloads
- 12-bit ADC for better Gyro/Accel/AirSpeed resolution.
- Built-in 16MB Data Logger (The Black Box).
- Piano DIP switch for servo reverse or user customizable.
- Built-in FTDI, making the board native USB.
- Dedicated Modem/OSD port.
- I2C Port with incoming "Daisy Chain board" allowing you to build sensor arrays.
- Two user-programmable buttons (one momentary, the other slide).
- 10-Bit analog expansion ports.
- Reset button.
- Optional "Through Hole" voltage dividers (Easy to solder).
- Tons of Status LEDs.
- New vibration resistance InvenSense Gyros (Triple Axis).
- Analog Devices ADX330 Accelerometer.
- Airspeed sensor port (optional, sold separately).
- Absolute Bosch pressure sensor and temp for accurate altitude (Yes, you can use your shield as a Weather Logger, too!).

סכמה לחיבור הבקר אל המקלט והסרוואים

Version 1.4 and above



1. הפעלת התקשורת בין הבקר לתוכנה.
2. מסך קריאות חיישנים.
3. רובליקה למסך ראשי.
4. בחירת הקוד עבור טייס אוטומטי.
5. צריבת הקוד לבקר.
6. רובליקה לקביעת ערכי בקר PID למאזנות.
7. רובליקה לקביעת ערכי בקר PID להגה גובה.
8. צריבת הקבועים לבקר





נספח ד' – תמונות הטיסן

טיסן "אנפה"



הבקר בגוף הטיסן

